

**Design und experimenteller Vergleich von Swirl-Koaxial-
und Scher-Koaxial-Injektorelementen für
Hauptbrennkammern von LOX/LNG-Triebwerken**

**Design and experimental comparison of swirl coaxial and
shear coaxial injector elements for main combustion
chambers of LOX/LNG engines**

Masterarbeit von
cand. aer. Alexander Bee
IRS-21-S-015

Betreuer:
Prof. Dr.-Ing. Stefan Schlechtriem
Michael Börner, M. Sc.

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.,
Institut für Raumfahrtantriebe

Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart
Juni 2021



Aufgabenstellung Masterarbeit

für Herrn Alexander Bee

Design und experimenteller Vergleich von Swirl-Koaxial- und Scher-Koaxial-Injektorelementen für Hauptbrennkammern von LOX/LNG-Triebwerken

Design and experimental comparison of shear coaxial and swirl coaxial injector elements for main combustion chambers of LOX/LNG engines

Motivation:

Die Treibstoffkombination Flüssigsauerstoff und LNG (LOX/LNG) wird in den letzten Jahren, aufgrund diverser potentieller Vorteile, zunehmend als Alternative zu konventionellen Treibstoffkombinationen für Hauptstufentriebwerke, wie beispielsweise LOX/LH2 oder LOX/Kerosin, erprobt und eingesetzt. Im europäischen Raumfahrtbereich finden derzeit mehrere dahingehende Entwicklungsprojekte statt, unter anderem das Triebwerk „Prometheus“. Dieses soll beispielsweise im Technologiedemonstrator für wiederverwendbare Raketenstufen „Thémis“ sowie dem Ariane 6-Nachfolger „Ariane next“ Anwendung finden. Klassischerweise kommen als Injektorelemente für regenerativ gekühlte Brennkammern bisher hauptsächlich Scher-Koaxial Elemente zum Einsatz. Swirl-Koaxial-Elemente könnten eine Option zur besseren Atomisierung der Treibstoffkomponenten und Ankerung der Flamme während des Betriebsprozesses darstellen. Während Scher-Koaxial-Injektoren am DLR Institut für Raumfahrtantriebe bereits seit längerer Zeit untersucht werden, sind Swirl-Injektoren und vor allem die Auswirkungen der Variation von performance-kritischen Parametern weniger gut untersucht. Zu diesen Parametern zählen beispielsweise Einströmfläche, Recess, Taperwinkel und Swirl-Number. Ziel dieser Arbeit ist daher die Auslegung eines Swirl-Koaxial-Injektorelements und dessen experimentelle Untersuchung im Rahmen einer Parameterstudie sowie der Vergleich der Ergebnisse mit denen eines äquivalenten Scher-Koaxial-Elements.

Aufgabenstellung:

- Literaturstudie über Swirl-Koaxial und Scher-Koaxial-Injektoren in LOX/LNG Hauptbrennkammern
 - Injektordesign
 - Experimente/Diagnostiken für Eigenschaften (Spraybild, Flammenankerung, Drosselbarkeit)
- CAD-Design eines Swirl-Koax-Elements und eines Scher-Koax-Elements mit geometrischen Parametervariationen (Kompatibel für Kaltgastests, Mikrobrennkammer M3.1, BKN optional)
- Vergleich der Auswirkungen von Parametervariationen der Injektoren
 - Tests mit Wasser & GN2 im Wasserlabor oder M3.1 mit Hochgeschwindigkeitskameras
 - Optional: Tests mit LN2 und GN2 im M3 Technikum mit Hochgeschwindigkeitskameras
- Datenanalyse und -aufbereitung sowie Dokumentation und Präsentation der Ergebnisse

Betreuer/-in intern: Michael Börner, M.Sc.

Bearbeitungsbeginn: 17.12.2020

Einzureichen spätestens: 17.06.2021

Empfangsbestätigung:

Ich bestätige hiermit, dass ich die Aufgabenstellung sowie die rechtlichen Bestimmungen und die Studien- und Prüfungsordnung gelesen und verstanden habe.

Prof. Dr. S. Schlechtriem
(Verantwortlicher Hochschullehrer)

Unterschrift des/der Studierenden

Rechtliche Bestimmungen: Der/die Bearbeiter/in ist grundsätzlich nicht berechtigt, irgendwelche Arbeits- und Forschungsergebnisse, von denen er/sie bei der Bearbeitung Kenntnis erhält, ohne Genehmigung des/der Betreuers/in dritten Personen zugänglich zu machen. Bezüglich erreichter Forschungsleistungen gilt das Gesetz über Urheberrecht und verwandte Schutzrechte (Bundesgesetzblatt I/ S. 1273, Urheberschutzgesetz vom 09.09.1965). Der/die Bearbeiter/in hat das Recht, seine/ihre Erkenntnisse zu veröffentlichen, soweit keine Erkenntnisse und Leistungen der betreuenden Institute und Unternehmen eingeflossen sind. Die von der Studienrichtung erlassenen Richtlinien zur Aufbereitung der Bachelorarbeit sowie die Prüfungsordnung sind zu beachten.

Professoren und Privatdozenten des IRS:

Prof. Dr.-Ing. Stefanos Fasoulas (Geschäftsführender Direktor) · Prof. Dr.-Ing. Sabine Klinkner (Stellvertretende Direktorin) ·
Prof. Dr. rer. nat. Alfred Krabbe (Stellvertretender Direktor) · Hon.-Prof. Dr.-Ing. Jens Eickhoff · Prof. Dr. rer. nat. Reinhold Ewald ·
PD Dr.-Ing. Georg Herdrich · Hon.-Prof. Dr. Volker Liebig · Hon. Prof. Dr. rer. nat. Christoph Nöldeke · Prof. Dr.-Ing. Stefan Schlechtriem ·
PD Dr.-Ing. Ralf Srama

Erklärungen

Hiermit versichere ich, **Bee, Alexander**, dass ich diese **Masterarbeit** selbstständig mit Unterstützung des Betreuers / der Betreuer angefertigt und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe. Die Arbeit oder wesentliche Bestandteile davon sind weder an dieser noch an einer anderen Bildungseinrichtung bereits zur Erlangung eines Abschlusses eingereicht worden.

Ich erkläre weiterhin, bei der Erstellung der Arbeit die einschlägigen Bestimmungen zum Urheberrecht fremder Beiträge entsprechend den Regeln guter wissenschaftlicher Praxis¹ eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen etc.) enthält, habe ich diese Beiträge als solche gekennzeichnet (Zitat, Quellenangabe) und eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt. Mir ist bekannt, dass ich im Falle einer schuldhaften Verletzung dieser Pflichten die daraus entstehenden Konsequenzen zu tragen habe.

Ludwigsburg, 14.06.2027, A. Bee

Ort, Datum, Unterschrift

Hiermit erkläre ich mich damit einverstanden, dass meine **Masterarbeit** zum Thema:

Design und experimenteller Vergleich von Swirl-Koaxial- und Scher-Koaxial-Injektorelementen für Hauptbrennkammern für LOX/LNG-Triebwerken

in der Institutsbibliothek des Instituts für Raumfahrtssysteme ohne Sperrfrist öffentlich zugänglich aufbewahrt und die Arbeit auf der Institutswebseite sowie im Online-Katalog der Universitätsbibliothek erfasst wird. Letzteres bedeutet eine dauerhafte, weltweite Sichtbarkeit der bibliographischen Daten der Arbeit (Titel, Autor, Erscheinungsjahr, etc.).

Nach Abschluss der Arbeit werde ich zu diesem Zweck meinem Betreuer neben dem Prüfaxemplar eine weitere gedruckte sowie eine digitale Fassung übergeben.

Der Universität Stuttgart übertrage ich das Eigentum an diesen zusätzlichen Fassungen und räume dem Institut für Raumfahrtssysteme an dieser Arbeit und an den im Rahmen dieser Arbeit von mir erzeugten Arbeitsergebnissen ein kostenloses, zeitlich und örtlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht für Zwecke der Forschung und der Lehre ein. Falls in Zusammenhang mit der Arbeit Nutzungsrechtsvereinbarungen des Instituts mit Dritten bestehen, gelten diese Vereinbarungen auch für die im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnisse.

Ludwigsburg, 14.06.2027, A. Bee

Ort, Datum, Unterschrift

¹ Nachzulesen in den DFG-Empfehlungen zur „Sicherung guter wissenschaftlicher Praxis“ bzw. in der Satzung der Universität Stuttgart zur „Sicherung der Integrität wissenschaftlicher Praxis und zum Umgang mit Fehlverhalten in der Wissenschaft“

Vorwort

Die äußeren Umstände der Corona-Pandemie während der Entstehung dieser Arbeit waren für Alle unerwartet und haben ganz neue Herausforderungen mit sich gebracht. Dennoch bin ich überglücklich, dass ich meine Masterarbeit am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in dieser Zeit absolvieren konnte.

An erster Stelle möchte ich mich dafür bei Herrn Professor Dr.-Ing Stefan Schlechtriem für die Ermöglichung dieser Arbeit am Institut für Raumfahrtantriebe bedanken.

Als nächstes bedanke ich mich bei Herrn Michael Börner für die ständige fachliche Betreuung und Beratung während der Planung und Durchführung dieser Arbeit und der vorangegangenen HiWi-Zeit, sowie der gesamten Verbrennungsdynamik-Gruppe für das wöchentliche Feedback bei den Gruppenbesprechungen - auch wenn diese leider nur online stattfinden konnten. Von unschätzbarem Wert war hierbei die Unterstützung von Herrn Min Son durch das Teilen seiner Erfahrungen und der tatkräftigen Hilfe bei der Durchführung der Wassertests.

Besonderer Dank geht an dieser Stelle auch an Herrn Dietmar Maier, Herrn Klaus Eckert und das restliche Team der Zentralwerkstatt für die problemlose und einwandfreie Fertigung der Bauteile. Desweiteren danke ich Herrn Artur Walz-Steinbach, Herrn Dieter Hörcher und Herrn Markus Dengler aus der M3-Werkstatt für die Hilfe bei der weiteren Modifikation der Bauteile sowie der Unterstützung beim Aufbau und der Inbetriebnahme der Teststände.

Alle genannten Personen haben wesentlich dazu beigetragen, dass diese Arbeit, selbst unter den ungewohnten Bedingungen, so reibungslos ablaufen konnte.

Alexander Bee

Abstract

Liquid oxygen (LOX) and liquefied natural gas (LNG) and the related LOX/methane is an interesting propellant combination both for current and future liquid rocket engines (LRE). It features a number of distinct advantages compared to traditionally used propellants which drives the development of LREs using said propellants. An example of such an engine development is the european *Prometheus* engine, for a possible Ariane-6 successor. While coaxial-shear injectors were commonly used at the DLR Institute of Space Propulsion in Lampoldshausen as injectors for main combustion chambers with LOX and liquid hydrogen (LH₂), so called swirl-coaxial injectors could represent a viable alternative for main combustion chambers LOX/LNG engines. This is due to observed issues with flame anchoring and flame stability with the mentioned shear injectors. Liquid-centered swirl coaxial injectors (LCSC) have been successfully tested for use in comparable situations and, because of their design, allow for comparatively simple interchangeability with shear injectors. The main goal of the work presented in this thesis is to build experimental knowledge about swirl injector design and behaviour in respect to geometrical and operational variations. For this purpose, in total, eight different swirl injector configurations have been designed following relevant operating conditions and up-to-date design methodologies. The injector elements were subsequently tested in a modular assembly. The different configurations include two swirl injector design philosophies (*closed-end* and *open-end*), different injector spout lengths ($L/D = 10$ and $L/D = 5,5$) as well as configurations with and without additional recess. The conducted experiments are composed out of cold-flow tests at ambient conditions with water and pressurized air (or gaseous nitrogen) as substitutes for real propellants. Instrumentation included pressure and flow rate measurements as well as high speed imaging in a shadowgraphy setup. Additionally, a classical shear-injector element was designed based on geometry derived from an existing injector. This was done to compare the experimental results of both, swirl- and shear injectors. Liquid discharge coefficients of the swirl injectors were constant over the tested pressure drop range, while shear injector discharge coefficients diminished with increasing liquid pressure drops as a result of cavitation. Spray structure of all swirl-injectors was observed to be a hollow-cone. The measured cone angle increased together with liquid pressure drop and was found to asymptotically approach a maximum value that ranged from 35° to 39° . Maximal spray angle was larger for the injectors with shorter spout length. Spray angle was also found to diminish with increasing momentum flux ratio J . This effect was more pronounced for injector configurations with recess compared to the flush-mounted ones. Breakup lengths were generally observed to be much shorter for the swirl injectors compared to the shear-injector at the same value of J . Furthermore, the phenomenon of *self-pulsation* was also examined during the flow tests. *Self-pulsation* is an oscillating behaviour in swirl-injectors, generally considered to be unstable. Therefore, stability boundaries and instable regions of the swirl-injectors have been measured in respect to liquid and gaseous pressure drops as well as liquid Reynold's number and aerodynamic Weber number. The unstable operating regions were found to be larger for the shorter configurations. Oscillation frequencies during *self-pulsation* have been determined using an external microphone and dynamic mode decomposition (DMD) analysis of the high-speed imagery. The respective oscillation frequency was found to be nearly proportional to axial liquid velocity at the injector exit, while gas flow rate had little effects. The obtained experimental results were compared to theoretical design values and literature where, in general, good agreement was reached.

Kurzfassung

Im Rahmen aktueller und künftiger Entwicklungen flüssiger Raketentriebwerke stellt die Treibstoffkombination LOX/LNG, beziehungsweise LOX/Methan, aufgrund diverser Vorteile eine interessante Alternative zu herkömmlich eingesetzten Treibstoffen dar. Ein Beispiel für solch eine Entwicklung ist das für einen potenziellen Ariane-6-Nachfolger vorgesehene *Prometheus* Triebwerk. Da bei den klassischerweise für LOX/GH₂ eingesetzten Scher-Koaxialinjektoren Schwierigkeiten mit Flammankerung und Flammverlöschung beobachtet wurden, bieten sich sogenannte Swirl-Koaxialinjektoren als mögliche Alternative zum Einsatz in Hauptbrennkammern von LOX/LNG-Triebwerken an. Diese wurden bereits in der Vergangenheit für solche Anwendungen getestet und erlauben aufgrund ihres Designs und dem ähnlichen Bauraum einen vergleichsweise einfachen Austausch mit den Scher-Injektoren. Um die Effekte unterschiedlicher Injektorparameter auf das Verhalten und die Stabilität solcher Injektoren zu untersuchen, wurden im Rahmen der vorliegenden Arbeit mit aktuellen Methoden insgesamt acht verschiedene Swirl-Injektorkonfigurationen entworfen und anschließend mittels eines modularen Aufbaus getestet. Zu den jeweiligen Unterschieden zwischen den Konfigurationen zählen verschiedene Injektordesignphilosophien (*closed-end* und *open-end*), zwei unterschiedliche Injektorlängen ($L/D = 10$ und $L/D = 5,5$) sowie Konfigurationen mit und ohne Recess. Die Tests bestanden dabei aus Durchflussversuchen unter Umgebungsbedingungen mit Wasser und Druckluft (beziehungsweise Stickstoff) als Ersatzmedien für die realen Treibstoffe. Die Auswertung der Versuche erfolgte durch Druck- und Volumenstrommessungen sowie über visuelle Hochgeschwindigkeitsaufnahmen. Zusätzlich zu den Swirl-Injektoren wurde ein Scher-Injektorelement aus der Geometrie eines bereits existierenden Injektors abgeleitet, welches zum Vergleich mit den neuen Swirl-Injektoren herangezogen wurde. Die Durchflusskoeffizienten der Swirl-Injektoren blieben während der Tests über den Injektordruckverlust hin konstant, während der des Scher-Injektors aufgrund von Kavitationseffekten mit steigendem Druckverlust abnahm. Das Spraybild der Swirl-Injektoren glich einem Hohlkegel, dessen Öffnungswinkel mit steigendem Druckverlust zunahm und sich asymptotisch einem Grenzwert annäherte. Dieser Grenzwert lag dabei für die getesteten Injektoren bei 35° bis 39° . Die längeren Injektoren wiesen dabei einen etwas geringeren Spraywinkel auf. Der Spraywinkel nimmt mit steigendem Impulsstromverhältnis J ab, wobei in den Konfigurationen mit zusätzlichem Recess diese Abnahme signifikanter ausfällt. Im Vergleich zum Scher-Injektor fallen die Zerfallslängen der Swirl-Injektoren bei selben J deutlich kleiner aus. Im Rahmen der Durchflusstests wurde ebenfalls das Phänomen der *Self-Pulsation* untersucht, bei welchem ein instabiles Zerstäubungsverhalten auftritt. Die Stabilitätsgrenzen der einzelnen Swirl-Injektoren wurden experimentell bestimmt und miteinander verglichen. Die längeren Konfigurationen wiesen einen größeren stabilen Betriebsbereich im Vergleich zu den kürzeren auf. Die Oszillationsfrequenzen der beobachteten Instabilitäten wurden ebenfalls per Mikrophon und einer Analyse mittels Dynamic Mode Decomposition (DMD) ermittelt. Mit steigender Strömungsgeschwindigkeit der Flüssigkeit verhält sich die Oszillationsfrequenz annähernd proportional, während Effekte des koaxialen Gasstroms auf die Frequenz geringer ausfallen. Die experimentellen Ergebnisse wurden mit den verwendeten Auslegungstheorien und Literaturwerten verglichen und wiesen im Allgemeinen eine gute Übereinstimmung mit diesen auf.

Inhaltsverzeichnis

Aufgabenstellung	II
Eigenständigkeitserklärung	III
Vorwort	IV
Abstract	V
Kuzfassung	VI
Abbildungsverzeichnis	XI
Tabellenverzeichnis	XII
Nomenklatur	XIII
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Ziele und Aufbau der Arbeit	2
2 Grundlagen	3
2.1 Koaxialinjektoren in Raketenbrennkammern	3
2.2 Auslegungstheorie von Swirl-Injektoren	6
2.2.1 Grundlegende Auslegungstheorie	8
2.2.2 Auslegungstheorie unter Berücksichtigung viskoser Verluste	10
2.2.3 Empirische Gleichungen	11
2.2.4 Effekte geometrischer Variationen	13
2.2.5 Pulsieren von Swirl-Injektoren	15
3 Auslegung und Fertigung der eingesetzten Injektoren	17
3.1 Auslegung der Swirl-Injektoren	17
3.2 Scher-Injektorelement	20
3.3 Modularer Aufbau und Fertigung	22
4 Experimentelle Durchführung	26
4.1 Versuchsaufbau	26
4.1.1 Messgrößen	26
4.1.2 Aufbau im Wasserlabor des M3	29
4.1.3 Aufbau M3-Technikum	30
4.2 Testziele und Testmatrix	32
4.2.1 Versuchsziele	33
4.2.2 Versuchsablauf	33

5	Experimentelle Ergebnisse	35
5.1	Durchflusstests ohne koaxialen Gasstrom	35
5.1.1	Durchflusskoeffizient	35
5.1.2	Spraywinkel	37
5.1.3	Scher-Injektor	41
5.2	Durchflusstests mit koaxialem Gasstrom	43
5.2.1	Spraywinkel	43
5.2.2	Zerfallslänge	45
5.2.3	Untersuchungen zur Self-Pulsation	46
6	Zusammenfassung und Ausblick	61
6.1	Zusammenfassung	61
6.2	Ausblick	62
	Literaturverzeichnis	64

Abbildungsverzeichnis

2.1	Vereinfachte schematische Darstellung von Triebwerkszyklen in Raketentriebwerken . . .	4
2.2	Schematische Darstellung des Funktionsprinzips verschiedener Koaxialinjektoren: Scher-Koaxial (a), <i>Liquid-Centered-Swirl-Coaxial</i> -Injektor (b) und <i>Gas-Centered-Swirl-Coaxial</i> -Injektor (c).	5
2.3	Schematischer Aufbau eines einzelnen LCSC-Injektorelements	6
2.4	Auswirkungen von K auf C_d nach unterschiedlichen Ansätzen	13
2.5	Effekt von K auf \dot{m}_l für einen gegebenen Druckverlust ΔP_l	14
2.6	Auswirkungen von K auf die Flüssigfilmdicke h am Injektoraustritt (links) und die Komponenten der Strömungsgeschwindigkeit (links)	15
2.7	Auswirkungen von K auf den Spraywinkel nach den analytischen Theorien (schwarz) verglichen mit empirischen Zusammenhängen (rot)	15
3.1	Designprozess der Swirl-Injektoren	20
3.2	Schnittdarstellung der vier LCSC-Injektorposts (a)-(d) und des Scher-Injektorposts (e). .	22
3.3	Detailansichten der LCSC-Injektorposts	22
3.4	Schnittdarstellung des Injektorkopfes für Durchflusstests (hier: Konfiguration A2R) . . .	23
3.5	Orthographische Ansicht des modularen Injektorkopfes mit Halterungsplatte	24
3.6	Gefertigte Bauteile und Probezusammenbau des modularen Injektorkopfes für Wassertests	25
4.1	Schematische Skizze der in der Gaszuleitung eingesetzten Lochblende	26
4.2	Schema des experimentellen Aufbaus im M3-Wasserlabor	29
4.3	Foto des experimentellen Aufbaus im M3-Wasserlabor	30
4.4	Schema des experimentellen Aufbaus auf dem Hof vor dem M3-Technikum	31
4.5	Foto des experimentellen Aufbaus auf dem Hof des M3-Technikums	31
4.6	Durchflusstest im Wasserlabor des M3 ohne koaxialen Gasstrom bei $\Delta P_l \approx 1$ bar (Injektor A1)	34
4.7	Durchflusstest im Hof des M3 Technikums mit koaxialem Gasstrom bei $\Delta P_l \approx 1$ bar, $\Delta P_g \approx 1$ bar (Injektor A2R)	34
5.1	Experimentelle Durchflusskoeffizienten C_d der beiden Swirl-Injektortypen A (a) und B (b) unterschiedlicher Länge in Abhängigkeit des flüssigen Druckverlusts ΔP_l	35
5.2	Experimentell bestimmter Massenstrom \dot{m}_l (a) und Durchflusskoeffizient C_d (b) des Scher-Injektors (Typ C) in Abhängigkeit des flüssigen Druckverlusts ΔP_l	37
5.3	Augenblickliche Momentaufnahme des Spraykegels (a) mit den primären (1) und sekundären (2) Zerfallszonen verglichen mit über 2000 Bilder gemittelter Aufnahme (b) (Injektor A2 mit $\Delta P_l = 3,925$ bar)	38
5.4	Vergleich des detektierten Spraywinkels für 100 (a), 500 (b), 1000 (c) und 2000 (d) gemittelte Bilder (Injektor A2 mit $\Delta P_l = 3,925$ bar)	39

5.5	Vergleich der gemittelten Hochgeschwindigkeitsaufnahmen des Spraykegels für verschiedene Injektordruckverluste ΔP_l (Injektortyp A2)	39
5.6	Experimentell bestimmte Spraywinkel α der Swirl-Injektoren in Abhängigkeit von ΔP_l verglichen mit analytischen und empirischen theoretischen Auslegungswerten	40
5.7	Augenblickliche Momentaufnahme des Wasserstrahls (a) verglichen mit aus 2000 Bildern gemittelter Aufnahme (b) (Injektor C mit $\Delta P_l = 2,679$ bar)	41
5.8	Gemittelte Bilder des Scher-Injektors (Typ C) bei unterschiedlichen Druckverlustniveaus ΔP_l	42
5.9	Experimentell bestimmter halber Strahlöffnungswinkel α des Scher-Injektors C (a) und Strahlablenkungswinkel $\Delta\alpha$ (b) in Abhängigkeit von ΔP_l	42
5.10	Vergleich des Spraybilds des Swirl-Injektors für unterschiedliche Impulsstromverhältnisse J bei konstantem \dot{m}_l (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,186$ kg/s).	43
5.11	Vergleich des Spraybilds des Swirl-Injektors für unterschiedliche Impulsstromverhältnisse J bei konstantem \dot{m}_l (Injektor C, $\dot{m}_l = 0,097$ kg/s).	43
5.12	Normierter Spraywinkel $\tilde{\alpha}$ in Abhängigkeit von J der LCSC-Injektoren.	44
5.13	Dimensionslose Zerfallslänge L_B/D_N der LCSC-Injektoren in Abhängigkeit von J	45
5.14	Dimensionslose Zerfallslänge L_B/D_N in Abhängigkeit von J des Scher-Injektors C verglichen mit dem Swirl-Injektor A1/A1R	46
5.15	Augenblickliche Momentaufnahme des Spraykegels in einem stabilen Zustand (a) verglichen mit einem instabilen, pulsierenden Zustand (b)	47
5.16	Momentaufnahmen (a),(c) und gemittelte Bilder (b),(d) zweier Fälle von <i>Self-Pulsation</i> bei unterschiedlichem flüssigen Impulsstrom (Injektor A2R, $\rho_g V_g^2 = 0,03$ MPa).	47
5.17	Experimentelle Stabilitätsgrenzen der <i>Self-Pulsation</i> in Abhängigkeit des flüssigen und gasförmigen axialen Impulsstroms ρV^2 für die unterschiedlichen Swirl-Injektorkonfigurationen mit Recess A1R (a), A2R (b), B1R (c) und B2R (d).	48
5.18	Vergleich der experimentell bestimmten Stabilitätsgrenzen (schwarz) der Injektoren A1R/B1R bzw. A2R/B2R mit den Stabilitätsgrenzen Eberhart und Frederick (blau) für verschiedene Werte von $\Re\Re$	50
5.19	Berechnete flüssige Filmdicken h in Abhängigkeit von ΔP_l am Austritt der vier LCSC-Injektoren mit unterschiedlichen Ansätzen.	51
5.20	Stabilitätsgrenzen der <i>Self-Pulsation</i> für unterschiedliche Berechnungsansätze der Dicke des Flüssigfilms h	52
5.21	Zerstäubungsregimes der Injektoren A1R und B1R in Abhängigkeit von Re_l und We_g (grün: stabil, rot: instabil, schwarz: Grenze)	54
5.22	Zerstäubungsregimes der Injektoren A2R und B2R in Abhängigkeit von Re_l und We_g (grün: stabil, rot: instabil, schwarz: Grenze)	54
5.23	PSD Periodogramm des Mikrofonsignals für zwei pulsierende Betriebspunkte (Injektor A2, $\rho_g V_g^2 = 0,03$ MPa).	56
5.24	Vergleich zweier Momentaufnahmen und der zugehörigen räumlichen Mode und Frequenz aus der DMD Analyse (Injektor A2R, $\rho_g V_g^2 = 0,03$ MPa)	56
5.25	Abhängigkeit der <i>Self-Pulsation</i> -Frequenz ψ_{SP} von den Reynoldszahlen des Gases (a) und der Flüssigkeit (b) des Injektors A2R	57

5.26	Abhängigkeit der <i>Self-Pulsation</i> -Frequenz ψ_{SP} von den Reynoldszahlen des Gases (a) und der Flüssigkeit (b) der getesteten Injektoren	58
5.27	Momentaufnahmen des Spraykegels beim Überschreiten der Stabilitätsgrenze (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,082 \text{ kg/s}$)	59
5.28	Dominierende räumliche DMD-Vorgängermode (a) verglichen mit Übergangsmode (b) und voll ausgeprägter <i>Self-Pulsation</i> -Mode (c) (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,082 \text{ kg/s}$)	59
5.29	Räumliche DMD-Moden bei konstantem \dot{m}_g unter Variation von \dot{m}_l (Injektor A2R, $\dot{m}_g = 0,0035 \text{ kg/s}$)	60
5.30	Räumliche DMD-Moden bei konstantem \dot{m}_l unter Variation von \dot{m}_g (Injektor B1R, $\dot{m}_l = 0,125 \text{ kg/s}$)	60

Tabellenverzeichnis

3.1	Einsatzbedingungen der Elemente im stationären Betriebspunkt	17
3.2	Vergleich von relevanten Injektorgrößen aus der Literatur mit den Zielwerten der Injektoren in dieser Arbeit (TW: Triebwerksentwicklung, FP: Forschungsprojekt, KG: Kaltgas/Durchflusstests, HG: Heißgastests, n./a.: keine Angabe)	18
3.3	Vergleich des zu erwartenden Druckverlustes ΔP_l in bar (bei $\dot{m}_{LOX} = 0,461 \text{ kg/s}$)	19
3.4	Zusammenfassung der Auslegungskriterien für die Swirl-Injektoren	19
3.5	Vergleich der geometrischen Abmessungen der Injektoren (Schnittdarstellung der Elemente siehe Bild 3.2)	21
3.6	Übersicht über mögliche Injektorkonfigurationen	21
4.1	Daten der Hochgeschwindigkeitskamera bei Tests in M3-Wasserlabor	28
4.2	Eigenschaften der Testmedien unter Umweltbedingungen verglichen mit den Betriebsmedien	32
4.3	Übergeordnete Testmatrix der durchgeführten Versuche (\times : Tests durchgeführt, $-$: keine Tests durchgeführt)	33
5.1	Mittlere experimentelle Durchflusskoeffizienten C_d der Swirl-Injektortypen verglichen mit theoretischen Werten und jeweiliger relativer Abweichung ε in %.	36

Nomenklatur

Abkürzungen

CC	Brennkammer (von engl.: Combustion Chamber)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DMD	Dynamic Mode Decomposition
ESA	European Space Agency (Europäische Raumfahrtbehörde)
FFSC	Full Flow Staged Combustion
FP	Brennstoffpumpe (von engl.: Fuel Pump)
GCH4	Gasförmiges Methan
GCSC	Gas Centered Swirl Coaxial Injector
GG	Gasgenerator
GH2	Gasförmiger Wasserstoff
GN2	Gasförmiger Stickstoff
HMF	Hoher Massenstrom (von engl.: High Mass Flow Rate)
LCH4	Flüssiges Methan
LCSC	Liquid Centered Swirl Coaxial Injector
LH2	Flüssiger Wasserstoff
LNG	Flüssigerdgas (von engl.: Liquefied Natural Gas)
LN2	Flüssiger Stickstoff
LOX	Flüssiger Sauerstoff
LRE	Flüssigraketentriebwerk (von engl.: Liquid Rocket Engine)
MF	Maximaler Durchfluss (von engl.: Maximum Flow)
NASA	National Aeronautics and Space Administration (US-Amerikanische Raumfahrtbehörde)
NBR	Acrylnitril-Butadien-Kautschuk (von engl.: Nitrile Butadiene Rubber)
OP	Oxidatorpumpe
PB	Vorbrennkammer (von engl.: Preburner)
PSD	Spektrale Leistungsdichte (von engl.: Power Spectral Density)
PTFE	Polytetrafluorethylen
ROF	Massenverhältnis Oxidator zu Brennstoff (von engl.: Ratio of Oxidizer and Fuel)
RP1	Rocket Propellant 1 (kerosinähnlicher Raketentreibstoff)
SC	Gestufte Verbrennung (von engl.: Staged Combustion)
SMD	Sauterdurchmesser (von engl.: Sauter Mean Diameter)
SVD	Singulärwertzerlegung (von engl.: Singular Value Decomposition)
T	Turbine

Lateinische Buchstaben

A	[m ²]	(Querschnitts-) Fläche
a	[–]	Dichteverhältnis Gas zu Flüssigkeit
C_d	[–]	Durchflusskoeffizient
c	[–]	Anpassungsfaktor
D	[m]	Durchmesser
d	[m]	Wandstärke des LOX-Posts am Injektoraustritt
f	[–]	Reibungskoeffizient
h	[m]	Dicke des Flüssigfilms
J	[–]	Impulsstromverhältnis
K	[–]	Charakteristische geometrische Konstante
L	[m]	Länge
M	[kg/s/m]	Drehimpuls der Flüssigkeit
M	[kg/mol]	Molare Masse
\dot{m}	[kg/s]	Massenstrom
n	[–]	Anzahl tangentialer Einlässe
P	[Pa]	Druck
p	[–]	Anpassungsexponent
R	[m]	Radius
\Re	[J/mol/K]	Universelle Gaskonstante ($\Re = 8,314$)
Re	[–]	Reynoldszahl
$\Re\Re$	[–]	Recess Verhältnis (von engl.: Recess-Ratio)
T	[K]	Temperatur
t	[s]	Zeit
V	[m/s]	Geschwindigkeit
\tilde{V}	[–]	Dimensionslose Geschwindigkeit
We	[–]	Weberzahl
Y	[–]	Expansionsfaktor

Griechische Buchstaben

α	[°]	halber Spraywinkel
$\tilde{\alpha}$	[–]	normierter halber Spraywinkel
β	[–]	Kontraktionskoeffizient
δ	[°]	Taperwinkel
ε	[%]	relative Abweichung
η	[–]	Injektorkonstante
θ	[°]	halber Recesswinkel
κ	[–]	Isentropenexponent
μ	[Pa · s]	Dynamische Viskosität
ξ	[–]	Widerstandskoeffizient

π	[–]	Kreiszahl ($\pi = 3,14159$)
ρ	[kg/m ³]	Dichte
σ	[kg/s ²]	Oberflächenspannung
σ	[–]	Kavitationsindex
τ	[s]	Aufnahmedauer
ϕ	[–]	Koeffizient der Durchgangsfülle
ψ	[Hz]	Frequenz
ω	[1/s]	Kreisfrequenz

Indizes

<i>act</i>	Tatsächlich (von engl.: actual)
<i>amb</i>	Umgebung
<i>B</i>	Zerfall (von engl.: Breakup)
<i>CC</i>	Brennkammer (von engl.: Combustion Chamber)
<i>cr</i>	Kritisch (von engl.: critical)
<i>eq</i>	Äquivalent (von engl.: equivalent)
<i>g</i>	Gasseite
<i>I</i>	Innere Wand des Gasspalts
<i>i</i>	jeweiliger Injektorabschnitt
<i>l</i>	Flüssigseite
<i>N</i>	Entladungsdüse des Injektors
<i>NP</i>	Nichtpulsierend
<i>P</i>	Tangentiale Einlässe
<i>O</i>	Äußere Wand des Gasspalts
<i>o</i>	Lochblende
<i>out</i>	Austrittsebene des Injektorposts
<i>R</i>	Versatz (Recess) des Posts
<i>S</i>	Vortexkammer des Injektors
<i>SP</i>	Self-Pulsation
<i>theo</i>	Theoretisch
<i>tot</i>	Total
<i>v</i>	Dampf (von engl.: vapor)
<i>w</i>	Wand
0	Ursprünglich
1	Stromauf der Lochblende
2	Stromab der Lochblende

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Kombination aus flüssigem Sauerstoff (LOX, von engl.: Liquid Oxygen) und Flüssigerdgas (LNG von engl.: Liquefied Natural Gas) ist ein vielversprechender Treibstoffkandidat für derzeitige und künftige Flüssigraketentriebwerke. Im Vergleich zu klassisch eingesetzten Treibstoffkombinationen wie LOX/Kerosin oder LOX/LH₂ (Flüssiger Wasserstoff) bietet diese einige Vorteile. So liefert die Verbrennung von LOX/LNG aufgrund der geringeren molaren Masse der im Brennstoff LNG vorhandenen Komponenten einen höheren spezifischen Impuls (ISP) als die Verbrennung von LOX/Kerosin [1]. Der ISP kann, als Verhältnis aus effektiver Austrittsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase und Erdbeschleunigung, allgemein als Kriterium für die Effizienz eines Triebwerkes angesehen werden [2]. Im Vergleich zu der in europäischen Triebwerken häufig eingesetzten Kombination LOX/LH₂ weist LOX/LNG zwar einen geringeren ISP auf [3], die verglichen mit LH₂ höhere Dichte von LNG erlaubt jedoch die deutliche Reduzierung des für dieselbe Treibstoffmasse benötigten Tankvolumens. Hinzu kommen die, durch den größeren Moleküldurchmesser und die höheren Lagertemperaturen, geringeren Anforderungen an die Treibstofftanks selbst, beziehungsweise deren Isolierung. Dies führt zu einer Reduzierung der notwendigen Strukturmasse. Zuletzt stellt auch der Preis und die Verfügbarkeit von LNG als großindustrielles Produkt einen erheblichen Vorteil gegenüber LH₂ dar. Die geringere Rußbelastung bei der Verbrennung im Vergleich zu Kerosin und die damit verbundene Reduzierung von Verbrennungsrückständen ist ein weiterer Vorteil für potenzielle wiederverwendbare Raketentriebwerke [1]. Aktuelle LOX/LNG- beziehungsweise LOX/Methan-Triebwerksentwicklungen im US-Amerikanischen Raum umfassen unter anderem das *Raptor*-Triebwerk von SpaceX [4] oder das *BE-4*-Triebwerk von Blue Origin [5]. Europäische Beispiele für solche Triebwerke sind das sich im Auftrag der ESA (European Space Agency) in Entwicklung befindliche *Prometheus*-Triebwerk [6] der Arianegroup oder das M10-Triebwerk von AVIO [7].

Am Institut für Raumfahrtantriebe des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Lampoldshausen werden deshalb Versuche zur Erforschung von Zündungs- und Verbrennungscharakteristiken von LOX/LNG beziehungsweise der verwandten Kombination LOX/LCH₄ (Flüssiges Methan) durchgeführt. Der Unterschied zwischen LNG und LCH₄ besteht dabei in der genauen Brennstoffzusammensetzung. Während es sich bei (L)CH₄ um reines Methan (> 99 %vol) handelt, finden sich in (L)NG neben einem Anteil von ungefähr 80 – 99 %vol CH₄ auch erhebliche Anteile schwererer Kohlenwasserstoffe wie beispielsweise Ethan (C₂H₆, 1 – 15 %vol) oder Propan (C₃H₈, 1 – 10 %vol). Weitere signifikante Bestandteile können unter anderem Gase wie Stickstoff (N₂) und Kohlenstoffdioxid (CO₂) sein, stark abhängig vom entsprechenden Förderort und dem verwendeten Herstellungsverfahren [8]. Obwohl diese zusätzlichen Bestandteile die Verbrennungseffizienz verringern, ist der Einsatz von LNG aufgrund seiner sehr guten Verfügbarkeit als direkt geförderter fossiler Brennstoff auch im Vergleich zu reinem CH₄ interessant. Am Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen werden sowohl Versuche mit reinem CH₄ als auch mit LNG am Prüfstand P8 durchgeführt. Unter anderem wurden so am Prüfstand M3.1 Experimente zur Untersuchung von Flammankerungs- und Flammverlöschungseigenschaften von LOX/GCH₄-Gemischen an, in Europa weitläufig eingesetzten, Scher-Koaxialinjektorelementen durchgeführt. Diese weisen auf

mögliche Schwierigkeiten während des Zündprozesses und der Flammstabilisierung beim Einsatz dieser Injektortypen hin [9]. Eine Alternative zu den Scher-Injektortypen könnten sogenannte Swirl-Injektoren (zu deutsch.: Drallinjektoren) darstellen, welche neben LOX/LCH₄ bereits erfolgreich für verschiedenste Treibstoffkombinationen eingesetzt wurden. Im Gegensatz zu Scher-Injektoren erfolgt die Zerstäubung und Vermischung von Brennstoff und Oxidator nicht nur über die, aufgrund des durch den Injektor erzeugten Geschwindigkeitsverhältnisses der Komponenten, auftretenden Scherkräfte, sondern auch durch den Drall erzeugte zusätzliche Fliehkräfte in der Flüssigphase. Swirl-Injektoren haben im Gegensatz zu vielen anderen alternativen Injektortypen den Vorteil, dass sie in einem ähnlichen Bauraum wie Scher-Injektoren mit vergleichsweise nur geringfügigen Modifikationen eingesetzt werden können. Im Kontext aktueller Triebwerksentwicklungen und aufgrund der bekannten Limitationen von Scher-Koaxialinjektoren für LOX/GCH₄-Gemische unter Höhenbedingungen [9] ist eine Erarbeitung von Basiswissen im Bereich der Swirl-Koaxialinjektoren notwendig. Diese Arbeit soll daher dem Aufbau von experimentellen Grundlagen zum Verhalten von Swirl-Injektorelementen im Bezug auf geometrische und operationelle Variationen für künftige Untersuchungen und Aktivitäten dienen.

1.2 Ziele und Aufbau der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit besteht daher in Entwurf und Auslegung eines, für aktuelle europäische Triebwerksentwicklungen, repräsentativen Swirl-Injektorelements für erste Durchflussstudien mit Wasser und Luft oder gasförmigem Stickstoff und dessen Vergleich mit klassischeren Scher-Injektorelementen bezüglich verschiedener geometrischer Parameter und Betriebsbedingungen. Diese Studien dienen als Vorbereitung für eventuelle Heißgastests mit Swirl-Injektorelementen.

Die vorliegende Arbeit ist wie folgt aufgebaut: Zunächst werden die Grundlagen von Koaxialinjektoren mit den bezeichnenden Unterschieden zwischen Swirl- und Scher-Injektoren erläutert. Dabei wird ebenfalls auf das Funktionsprinzip dieser Injektoren und ihre Anwendbarkeit für verschiedene Triebwerkszyklen eingegangen. Daraufhin folgt die Darstellung der gängigen Auslegungstheorien für Swirl-Injektoren sowie erste grundlegende Betrachtungen zum Einfluss typischer Injektorgrößen. Kapitel 3 befasst sich mit der Auslegung sowie der anschließenden Fertigung der in dieser Arbeit eingesetzten Elemente. In Kapitel 4 werden experimenteller Aufbau und Versuchsdurchführung inklusive der jeweiligen Testziele beschrieben. Die durch die durchgeführten Experimente erhaltenen Ergebnisse werden in Kapitel 5 anschaulich dargestellt und ausgewertet. Abschließend folgt die Zusammenfassung dieser Arbeit sowie ein Ausblick für mögliche künftige Aktivitäten zu dieser Thematik.

2 Grundlagen

2.1 Koaxialinjektoren in Raketenbrennkammern

Injektoren sind einer der wichtigsten Bestandteile von Flüssig- und Hybridrakentriebwerken. Sie definieren die Zerstäubungs- und Vermischungseigenschaften von Oxidator und Brennstoff und haben signifikanten Einfluss auf das Flammverhalten und die Verbrennungsstabilität in Raketenbrennkammern. Die eingesetzten Injektoren definieren zudem die erreichbaren Betriebsbereiche eines Triebwerks (beispielsweise die Möglichkeit einer Schubdrosselung). Über die Jahre haben sich verschiedenste Injektortypen und Konfigurationen durchgesetzt, deren jeweilige Anwendung und Einsetzbarkeit hauptsächlich von den eingesetzten Treibstoffkombinationen beziehungsweise dem Phasenzustand der einzelnen Komponenten abhängt. Der Phasenzustand selbst wird oft durch den verwendeten Triebwerkszyklus definiert. Neben druckgeförderten Triebwerken, bei welchen die Treibstoffe über einen Überdruck in den Tanks in die Brennkammer gefördert werden und welche aufgrund ihrer geringeren Systemkomplexität oft Einsatz in Lage- und Bahnregelungstriebwerken finden, gibt es die für Hauptstufentriebwerke relevanten Triebwerke mit Pumpenförderung. Bei diesen Triebwerken werden die Treibstoffkomponenten mit Hilfe von Turbopumpen in die Brennkammer gefördert, was unter anderem höhere Massenströme und Förderdrücke erlaubt. Hier unterscheidet man weiter zwischen offenen und geschlossenen Zyklen.

Bei Triebwerken mit geschlossenen Zyklen (auch Hauptstromtriebwerke genannt) wird die Gesamtheit des eingesetzten Brennstoffes und Oxidators in die Brennkammer geführt, während bei offenen Zyklen ein Bruchteil verwendet wird um die Turbopumpen anzutreiben und anschließend separat von der Hauptbrennkammer in die Umgebung entspannt wird. Beispiele für geschlossene Zyklen sind der Expander-Zyklus und die gestufte Verbrennung (SC, von engl.: Staged Combustion) mit der Sonderform der *Full-Flow-SC* (FFSC).

Zu den offenen Zyklen zählen der Gasgenerator-Zyklus (GG) und der Expander-Bleed-Zyklus (EB) als Abwandlung des normalen Expander-Zyklus. Beim Expander-Zyklus wird eine Treibstoffkomponente (meist der Brennstoff) durch Kühlkanäle in der Brennkammerwand geführt. Der dortige Wärmeeintrag in einen ursprünglich flüssigen Brennstoff wie LH₂ oder LCH₄ führt zu einem Phasenübergang mit entsprechender Expansion. Das expandierte Fluid treibt dann über die Turbinen die Förderpumpen an, bevor es selbst in die Brennkammer, beziehungsweise im Falle des EB-Zyklus in die Umgebung, gelangt. Beim GG-Zyklus wird ein kleiner Teil des Treibstoffmassenstroms in einer separaten Brennkammer, dem Gasgenerator, verbrannt. Die so im GG entstehenden Heißgase werden analog zum Betrieb der Turbopumpen aufgewendet. Bei der SC und FFSC werden in Vorbrennkammern (engl.: Preburner, PB) große Teile des Treibstoffes, beziehungsweise der gesamte Treibstoff (bei FFSC-Triebwerken), weit jenseits des stöchiometrischen Mischungsverhältnisses verbrannt. Die resultierenden brennstoff- oder oxidatorreichen Heißgase gelangen nach Betrieb der Turbopumpen in die Hauptbrennkammer. SC-Zyklen zeichnen sich durch ihre hohe Effizienz aus, welche theoretisch mit steigendem Brennkammerdruck immer weiter gesteigert werden kann. Dem gegenüber steht eine bedeutend größere Systemkomplexität sowohl bei Entwicklung als auch beim Betrieb solcher Triebwerke. Wie bei den Expanderzyklen kann auch bei

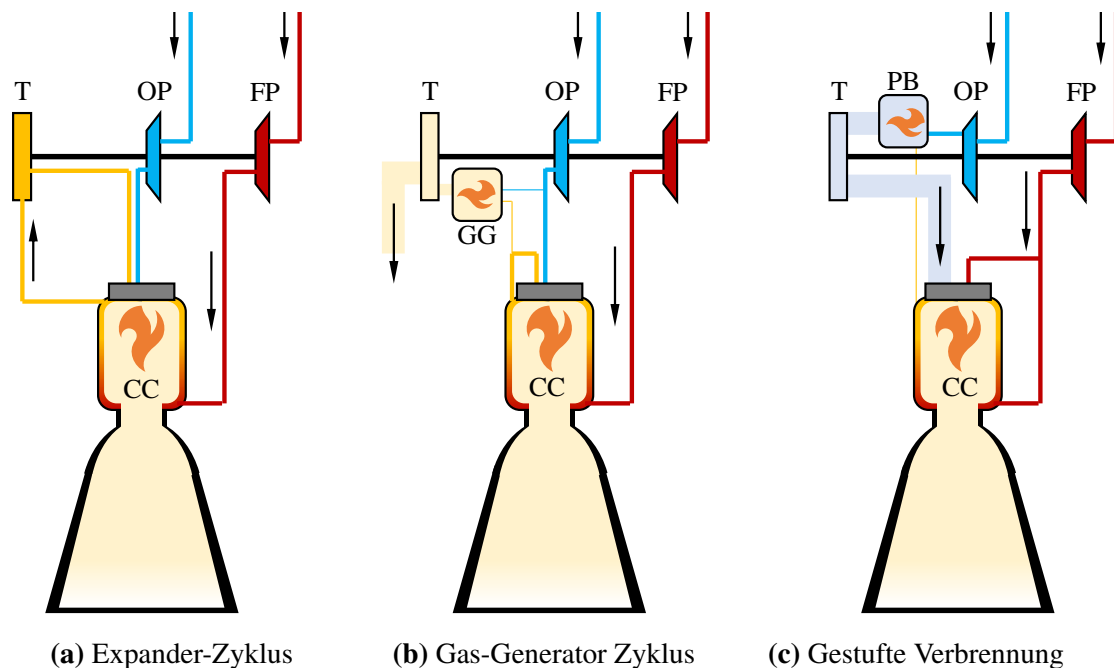


Bild 2.1: Vereinfachte schematische Darstellung von Triebwerkszyklen in Raketentriebwerken

den GG und SC-Zyklen Brennstoff zur Kühlung der (Haupt-) Brennkammer eingesetzt werden. Wird der aufgeheizte Brennstoff anschließend in die Umgebung abgelassen spricht man von einer Dumping-Kühlung, ansonsten von einer Regenerativkühlung. In Europa eingesetzte Unterstufentriebwerke wie das *Vulcain*-Triebwerk verwenden einen GG-Zyklus mit Regenerativkühlung [10]. Auch das geplante *Prometheus*-Demonstratortriebwerk, welches als grober Kontext dieser Arbeit dient, verwendet diesen Zyklus [6]. Bild 2.1 zeigt eine vereinfachte schematische Darstellung eines Expander- (a), GG- (b) und SC-Zyklus (c). Dabei ist flüssiger Brennstoff rot, gasförmiger Brennstoff orange und flüssiger Oxidator blau dargestellt. Weitere Komponenten sind die Brennkammer (CC, von engl.: Combustion Chamber), die Turbine (T) sowie die Oxidator- (OP) und Brennstoffpumpen (FP). Der verwendete Zyklus definiert den Phasenzustand der Treibstoffkomponenten am Injektoreintritt der Hauptbrennkammer. Für den Fall eines GG-Triebwerks ähnlicher Spezifikation mit Regenerativkühlung und der Treibstoffkombination LOX/LNG, beziehungsweise LOX/LCH₄, bedeutet das, dass der Oxidator als (überkritisches) Fluid und der Brennstoff in gasförmiger oder transkritischer Form vorliegt.

Koaxialinjektoren eignen sich besonders gut für solche Kombinationen mit großem Dichteverhältnis. Der Begriff Koaxialinjektor kommt von den beiden identischen Strömungsrichtungen der Komponenten: Der Oxidator strömt dabei meist durch ein zentrales Rohr, dem sogenannten LOX-Post (von engl.: Pfahl), während der Brennstoff gleichgerichtet durch einen schmalen Ringspalt (auch Annulus oder Gasspalt genannt) mit höherer Geschwindigkeit strömt.

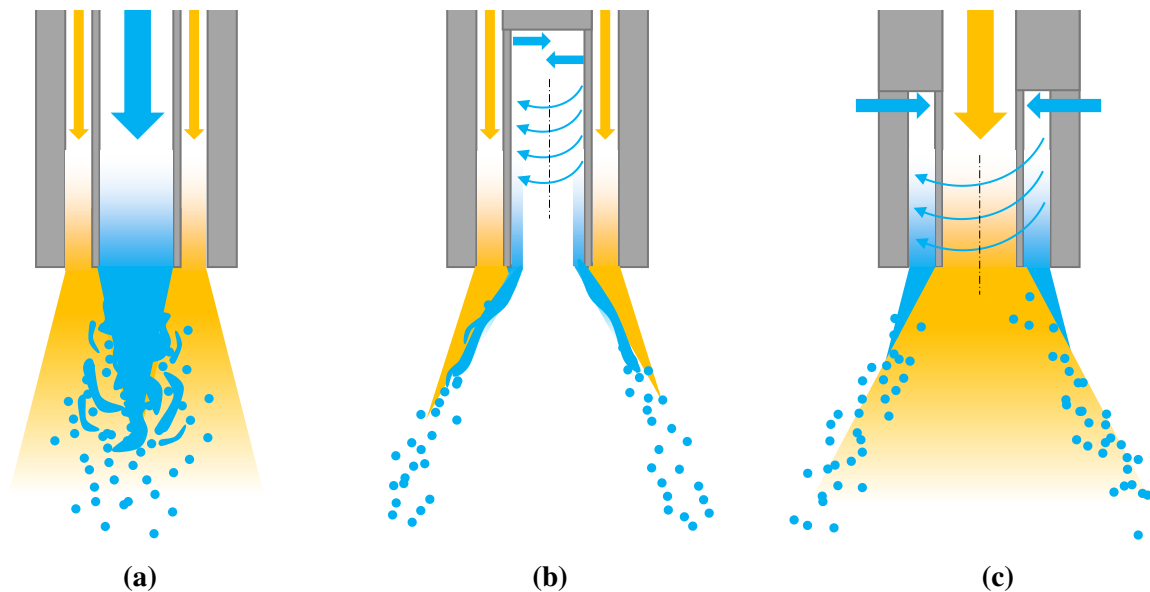


Bild 2.2: Schematische Darstellung des Funktionsprinzips verschiedener Koaxialinjektoren: Scher-Koaxial (a), *Liquid-Centered-Swirl-Coaxial*-Injektor (b) und *Gas-Centered-Swirl-Coaxial*-Injektor (c).

Bild 2.2 stellt schematisch drei verschiedene Arten von Koaxialinjektoren gegenüber: Beim Scher-Koaxialinjektor (a) entstehen durch den Geschwindigkeitsunterschied zwischen flüssigem Oxidator und gasförmigem Brennstoff Scherkräfte an der Grenzfläche der beiden Medien. Innerhalb dieser sogenannten Scherschicht kommt es so zur Ablösung größerer Filamente. Diesen Vorgang bezeichnet man als primären Zerfall. Die Filamente selbst zerbersten im weiteren Verlauf und bilden kleine Tröpfchen, welche aufgrund der hohen Temperaturen schnell verdampfen. Dies bezeichnet man als sekundären Zerfall. Im Fall (a) strömt der Oxidator dabei nur in axialer Richtung. In Bild 2.2(b) und (c) sind zwei typische Varianten von Swirl-Koaxialinjektoren dargestellt. Im Fall von (b) handelt es sich dabei um einen sogenannten LCSC-Injektor (von engl.: *Liquid-Centered Swirl Coaxial*), d.h. das flüssige Medium strömt über tangential verlaufende Bohrungen durch den zentralen Post des Injektors. Dabei bildet sich durch die Fliehkräfte ein dünner Flüssigkeitsfilm an der Wand des Posts aus. Dieser dünne Film bildet beim Verlassen des Posts einen Hohlkegel aus. Die Einströmung der gasförmigen Phase erfolgt analog zu (a). Das Gas trifft auf den LOX-Film, wodurch dieser zerbricht. Im Gegensatz dazu stellt Bild 2.2(c) einen GCSC (von engl.: *Gas-Centered Swirl Coaxial*) dar. Meist findet dieser Injektortyp Anwendung bei Hauptbrennkammern von SC-Triebwerken, oftmals bei LOX/Kerosin Triebwerken mit oxidatorreicher Vorverbrennung. Hier strömt das sauerstoffreiche Heißgas in axialer Richtung durch den zentralen Post, während der flüssige Brennstoff über tangential verlaufende Einlässe durch den Annulus eingespritzt wird. Ein prominentes historisches Beispiel für ein solches LOX/Kerosin-Triebwerk mit GCSC-Injektoren ist das sowjetische RD-170-Triebwerk [11]. Desweiteren gibt es auch sogenannte Doppel-Swirl-Injektoren für flüssig/flüssig oder auch Gas/Gas Einspritzung [12, 13]. Swirl-Injektoren in einer sogenannten Simplex-Ausführung, also ohne zusätzliche Brennstoffeinströmung, können auch in Hybridraketenantrieben Anwendung finden [14]. Relevant für diese Arbeit im Kontext von LOX/LNG bzw. LOX/LCH₄ Triebwerken nach europäischer Bauart mit Gasgenerator und Regenerativkühlung sind die LCSC-Injektoren nach Bild 2.2(b). Ein Beispiel eines solchen Triebwerks ist das zuvor genannte *Prometheus*-Triebwerk.

2.2 Auslegungstheorie von Swirl-Injektoren

Das folgende Kapitel beschäftigt sich mit der allgemeinen Theorie zur Auslegung von Swirl-Injektoren. Im Laufe der Jahre wurden über analytische und empirische Ansätze eine Vielzahl von Korrelationen zur einfachen Auslegung und Abschätzung der wichtigsten Injektorparameter entwickelt. Für die Vorauslegung eines LCSC-Injektors sind dabei die von der Flüssigkeit durchströmten Komponenten von besonderer Wichtigkeit. Die folgenden Abschnitte beschäftigen sich demnach primär mit der Auslegungstheorie dieser „Flüssigseite“. Da diese Injektorcomponenten für die verschiedensten Arten von Swirl-Injektoren im Allgemeinen unverändert bleiben, können so auch Zusammenhänge, die ursprünglich für Flüssig-Flüssig-Injektoren oder Simplex-Swirl-Injektoren die z.B. in Gasturbinentriebwerken aus dem Luftfahrtbereich Einsatz finden, verwendet werden. Aufgrund dieser Tatsache, wurden in der Vergangenheit eine Vielzahl verschiedener Auslegungspraktiken für Swirl-Injektoren entwickelt.

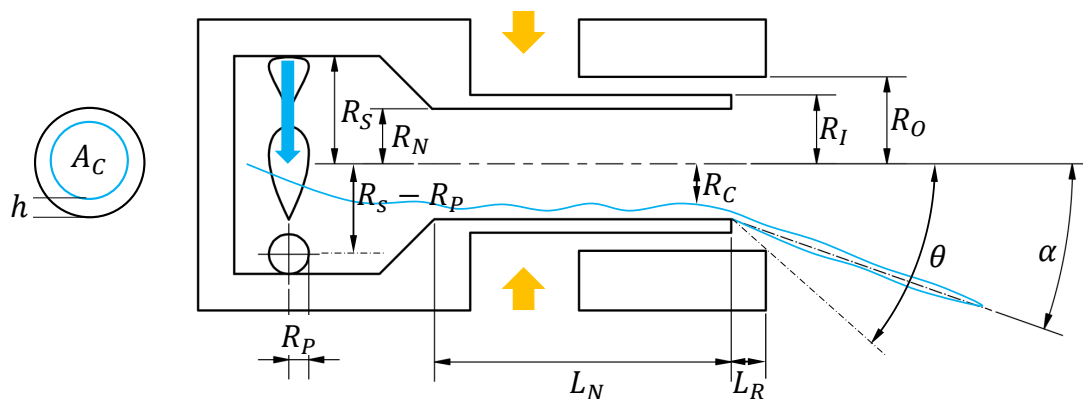


Bild 2.3: Schematischer Aufbau eines einzelnen LCSC-Injektorelements

Ein schematischer Aufbau eines typischen LCSC Injektorelements mit den relevanten geometrischen Größen ist in Bild 2.3 dargestellt. Das Einströmen der Flüssigkeit durch die tangentialen Einlässe ist durch den blauen Pfeil gekennzeichnet, das koaxial einströmende Gas durch die gelben Pfeile. Der innere, von der Flüssigkeit durchströmte, Teil des LCSC Injektorelements kann wie folgt in mehrere Abschnitte unterteilt werden. Dazu gehören die n tangentialen Einlässe (Index P , von engl.: Ports), welche direkt in die sogenannte Vortexkammer (Index S , von engl.: Swirl Chamber) führen. Die Vortexkammer ist über eine gegebenenfalls konvergente Sektion mit der Düse des Injektors (Index N , von engl.: Discharge Nozzle) verbunden. Am Austritt der Düse trifft die flüssige Phase auf den koaxial einströmenden, gasförmigen Treibstoff. In diesem Abschnitt beginnt die Vermischung und Atomisierung von Oxidator und Treibstoff. Je nach Injektorconfiguration kann der Austritt des zentralen Posts zur Einspritzebene versetzt sein, üblicherweise nach hinten, wie in Bild 2.3 dargestellt. Diesen Versatz bezeichnet man als Recess (Index R , zu deutsch: Vertiefung) des Posts.

Bild 2.3 zeigt ebenfalls den qualitativen Verlauf der Strömungsoberfläche der flüssigen Phase innerhalb des Injektorposts. Durch den aus der tangentialen Einströmung resultierenden Drehimpuls entsteht ein Flüssigkeitsfilm mit der am Austritt durchschnittlichen Dicke h an der Innenwand des Posts. Dieser Bereich ist die während des Betriebes tatsächlich vom Oxidator durchströmte Region. Der restliche innere

Querschnitt der Vortexkammer ist von einem gasförmigen Kern (Index C , von engl.: Core) ausgefüllt. Dieser Kern reicht von seiner Entstehung am hintersten Ende der Vortexkammer bis zum Injektoraustritt, an welchem sich aus dem Flüssigkeitsfilm eine hohle, kegelförmige Spraystruktur bildet. Den halben Öffnungswinkel dieses Hohlkegels bezeichnet man auch als Spraywinkel α . Der Spraywinkel steht in wichtigem Zusammenhang mit dem (halben) Recesswinkel θ , welcher definiert ist als

$$\theta = \arctan \frac{R_O - R_N}{L_R} \quad (2.1)$$

mit den inneren und äußeren Radien des Gasspalts R_I und R_O , sowie der Recesslänge L_R . Je nach Größe von θ im Vergleich zu α kann man Swirl-Injektoren in drei verschiedene Kategorien einteilen [15]:

- $\alpha > \theta$: Innere Vermischung (engl.: inner mixing flow) - Der durch den größeren Öffnungswinkel des Flüssigfilms in Verbindung mit niedrigem θ trifft der Flüssigfilm auf die äußere Wand des Gasspalts. Da das Entweichen des Gasstroms durch die äußere Wand des Gasspalts verhindert wird, findet ein Großteil der Vermischung direkt innerhalb der Recess-Zone statt.
- $\alpha < \theta$: Äußere Vermischung - In diesem Fall verbleibt zwischen Flüssigfilm und ein Restspalt, wodurch der Gasstrom entweichen und von der flüssigen Oberfläche abgelenkt werden kann. Die Vermischung findet so zum Großteil erst außerhalb der Recess-Zone statt.
- $\alpha = \theta$: Kritischer Recess - Hier entsprechen sich beide Winkel, sodass der Gasstrom mit keiner Entweichungsmöglichkeit auf den Flüssigfilm trifft, ohne dass dieser Kontakt mit der Wand hat.

In bisherigen Studien konnte unter anderem von Yang et al. [15] gezeigt werden, dass ein LCSC-Injektorelement für einen Recess nahe des kritischen Falls die besten Vermischungs- und Atomisierungseigenschaften aufweist.

Ein weiteres Unterscheidungskriterium für LCSC Injektoren ist der sogenannte Kontraktionskoeffizient β . Er beschreibt das Verhältnis aus Einlassradius (die Entfernung zwischen den Mittelachsen der Vortexkammer und den tangentialen Einlässen) und dem Düsenradius R_N wie folgt:

$$\beta = \frac{R_S - R_P}{R_N} \quad (2.2)$$

Je nach Größe von β ist sind grundsätzlich zwei Typen von Swirl-Injektoren möglich:

- $\beta \geq 1$: Der Injektor verfügt über eine konvergente Sektion zwischen Vortexkammer und Düse. Die Vortexkammer verfügt also über ein durch die verengte Düse nach außen „geschlossenes“ Ende, daher bezeichnet man das als einen sog. *closed-end*-Injektor.
- $\beta < 1$: Vortexkammer und Düse besitzen den selben Radius. Der gesamte Injektorpost kann also als einzige Vortexkammer mit einem nach außen geöffneten Ende betrachtet werden. Daher stammt die Bezeichnung *open-end*-Injektor.

Injektoren mit hohem β erzeugen aufgrund der Drehimpulserhaltung eine signifikante Erhöhung der tangentialen Strömungsgeschwindigkeit in der konvergenten Sektion zwischen Vortexkammer und Düse. Historisch wurden solche Injektoren der *closed-end*-Philosophie meist in Russland für LOX/RP1-Triebwerke

eingesetzt [16], während *open-end*-Injektoren häufiger im amerikanisch geprägten Raum zu finden sind. Im Rahmen des deutschen Technologieprogramms TEKAN 2010 wurden ebenfalls *open-end*-LCSC-Injektoren in einer HMF-Ausführung (von engl.: high mass flow rate, zu deutsch: hoher Massenstrom) als mögliche Alternative zu Scher-Koaxialinjektoren untersucht [17].

2.2.1 Grundlegende Auslegungstheorie

Im folgenden Kapitel wird die Theorie für die grundlegende Auslegung eines Swirl-Injektors unter Vernachlässigung viskoser Verluste erläutert. Der Volumenstrom Q eines inkompressiblen Fluids mit einem gegebenen Massenstrom \dot{m} und der Dichte ρ kann bestimmt werden als

$$Q = \frac{\dot{m}}{\rho} \quad (2.3)$$

Die Strömungsgeschwindigkeit durch eine Passage mit der Querschnittsfläche A ergibt sich dann zu

$$V = \frac{Q}{A} \quad (2.4)$$

Für einen Swirl-Injektor mit beliebigen geometrischen Abmessungen nach Bild 2.3 kann eine charakteristische geometrische Konstante K definiert werden [18]:

$$K = \frac{V_P}{V_N} \cdot \beta = \frac{\frac{Q}{n\pi R_P^2}}{\frac{Q}{\pi R_N^2}} \cdot \frac{R_S - R_P}{R_N} = \frac{(R_S - R_P)R_N}{nR_P^2} \quad (2.5)$$

mit den Radien der Vortexkammer R_S , der Düse R_N und dem Radius der n tangentialen Einlässe R_P . Diese Konstante entspricht dabei dem Verhältnis aus der tangentialen Einlassgeschwindigkeit V_P zur axialen Geschwindigkeit bei voll durchströmter Düse V_N und dem Kontraktionskoeffizienten β . K ist damit ein Maß für die Wirbelstärke des Injektors. Injektoren mit höheren Werten für K verfügen demnach über eine stärker ausgeprägte Verwirbelung verglichen mit Injektoren mit niedrigem K . Der Durchflusskoeffizient (deutsch: Entladungskoeffizient) C_d ist als Verhältnis aus tatsächlichem Massenstrom \dot{m}_{act} durch einen gegebenen Querschnitt bei einem gegebenen Druckverlust ΔP und dem theoretischen Massenstrom \dot{m}_{theo} eines idealen Arbeitsfluids durch eine ebenfalls ideale Düse identischen Durchmessers definiert. Für den in Bild 2.3 dargestellten Injektor lässt er sich bestimmen aus

$$C_d = \frac{\dot{m}_{act}}{\dot{m}_{theo}} = \frac{\dot{m}_l}{A_N \sqrt{2\rho_L \Delta P}} \quad (2.6)$$

Für eine einfache Querschnittsverengung wird ein C_d -Wert im Bereich 0,6 – 0,8 erwartet [19]. LCSC Injektoren haben jedoch deutlich geringere Durchflusskoeffizienten als zum Beispiel Scher-Injektoren. Dies liegt an der Tatsache, dass nicht die gesamte Querschnittsfläche der Düse A_N von der strömenden Flüssigkeit genutzt wird (vgl. Bild 2.3), da diese von den Fliehkräften an die Düsenwand gedrückt wird. Der somit entstehende effektive kleinste Strömungsquerschnitt kann über den sogenannten Koeffizienten der *Passage Fullness* ϕ (deutsch: Koeffizient der Durchgangsfülle) bestimmt werden. Dieser gibt den Anteil der von der Flüssigkeit genutzten Fläche A_N an. ϕ kann nach Abramovich [18] direkt aus der

geometrischen Konstante K über folgenden Zusammenhang ermittelt werden

$$K = \frac{(1 - \phi)\sqrt{2}}{\phi\sqrt{\phi}} \quad (2.7)$$

Die restliche Querschnittsfläche wird folglich vom gasförmigen Kern ausgefüllt. Mit

$$\phi = \frac{A_N - A_C}{A_N} = \frac{R_N^2 - R_C^2}{R_N^2} \quad (2.8)$$

erhält man dessen Radius R_C am Injektoraustritt. Durch Umformung von Gleichung (2.8) lässt sich ebenfalls die Dicke des Flüssigfilms am Injektoraustritt berechnen. Sie ergibt sich zu

$$h = (1 - \sqrt{1 - \phi})R_N = R_N - R_C \quad (2.9)$$

Mit einem bekannten ϕ lässt sich mit Hilfe der Theorie des maximalen Durchflusses (engl.: maximum flow theory) C_d direkt bestimmen mit [20, 21]:

$$C_d = \frac{\phi\sqrt{\phi}}{\sqrt{2 - \phi}} \quad (2.10)$$

Die Strömungsgeschwindigkeit der flüssigen Phase am Injektoraustritt besteht aus drei Komponenten: Der axialen Geschwindigkeit V_{ax} , der tangentialen Geschwindigkeit V_{tan} und der radialen Geschwindigkeit V_{rad} . Die radiale Geschwindigkeit ist in der Regel klein im Vergleich zu den anderen beiden Komponenten, und kann deshalb im Folgenden vernachlässigt werden. Die totale Geschwindigkeit V_{tot} ergibt sich so zu

$$V_{tot} = \sqrt{V_{ax}^2 + V_{tan}^2 + V_{rad}^2} \approx \sqrt{V_{ax}^2 + V_{tan}^2} \quad (2.11)$$

Der halbe Spraywinkel α ist als einer der Schlüsselparameter für die Auslegung von Swirl-Injektoren von großem Interesse. Das Kräftegleichgewicht am Injektoraustritt liefert

$$\alpha = \arctan \frac{\tilde{V}_{tan}}{\tilde{V}_{ax}} = \arctan \frac{2(1 - \phi)^2}{2 - \phi - 2(1 - \phi)^2} \quad (2.12)$$

mit den dimensionslosen axialen und tangentialen Geschwindigkeiten \tilde{V}_{ax} und \tilde{V}_{tan} als

$$\tilde{V}_{ax} = \frac{V_{ax}}{V_{tot}} \quad \tilde{V}_{tan} = \frac{V_{tan}}{V_{tot}} \quad (2.13)$$

Die absolute axiale Geschwindigkeit am Injektoraustritt kann dann mit Hilfe des Koeffizienten der Durchgangsfülle ϕ und Gleichung (2.4) gefunden werden:

$$V_{ax} = \frac{Q_l}{\phi A_N} = \frac{\dot{m}_l \rho_l}{\phi \pi R_N^2} \quad (2.14)$$

Aus der so bestimmten axialen Geschwindigkeit folgt, für ein gegebenes α , die tangentiale Geschwindigkeit aus dem Zusammenhang in Gleichung (2.12). Der zu erwartende Druckverlust ΔP_l der Oxidatorseite des Injektors kann über Gleichung (2.6) abgeschätzt werden.

2.2.2 Auslegungstheorie unter Berücksichtigung viskoser Verluste

Während die in Kapitel 2.2.1 gezeigten Zusammenhänge zwar einfache erste Abschätzungen für die Injektorauslegung liefern, so vernachlässigen sie doch signifikante Aspekte. Durch die Annahme eines nichtviskosen Fluids sind Schlüsselgrößen wie α oder h nur von der Injektorgeometrie abhängig, nicht von anderen Einflüssen wie zum Beispiel Δp_l . Auch spielt nach der nichtviskosen Auslegungstheorie die Länge des Injektors keine Rolle. Experimentelle Untersuchungen haben jedoch gezeigt, dass diese Parameter einen nicht zu vernachlässigenden Effekt auf die Eigenschaften eines Swirl-Injektors haben [22, 23]. Zurückzuführen sind diese Effekte auf viskose Verluste innerhalb des Injektorposts und der Vortexkammer, die sowohl von der Abschnittslänge L_i als auch der lokalen Reynoldszahl Re_i abhängen.

Eine Berücksichtigung dieser viskosen Verluste ist mit der Einführung einer äquivalenten charakteristischen geometrischen Konstante K_{eq} möglich. K_{eq} ergibt sich aus K über einen Korrekturterm E nach Gleichung (2.15) als

$$K_{eq} = K \cdot E \quad (2.15)$$

Die Bestimmung von E erfolgt über eine Ermittlung der Drehimpulsverluste innerhalb eines Swirl-Injektors. Dazu werden zunächst die Widerstandskoeffizienten ξ_i für die betreffenden Injektorabschnitte i wie folgt formuliert:

$$\xi_i = (f_{w-i} + a f_{g-i}) \frac{L_i}{2R_i} \quad (2.16)$$

mit der entsprechenden Abschnittslänge L_i . Die viskosen Reibungskoeffizienten f sind dabei wie folgt definiert: f_{w-i} bezeichnet den Reibungskoeffizienten zwischen der flüssigen Phase und der Wand des Abschnitts, f_{g-i} den Reibungskoeffizienten im Flüssig-Gas-Interface des Abschnitts, hervorgerufen durch die Existenz des gasförmigen Kerns. Der Reibungskoeffizient des Flüssig-Gas-Interfaces wird zudem mit dem Dichteverhältnis zwischen gasförmiger und flüssiger Phase a skaliert. Da im Betriebsfall der Kern mit Brennkammergasen gefüllt ist, ist der Brennkammerdruck der wichtigste Einflussparameter im Bezug auf a . Einflüsse dieses Reibungskoeffizienten steigen also mit steigendem Brennkammerdruck. Da im Normalfall $a \ll 1$ gilt, können Verlusteffekte im Flüssig-Gas-Interface in der Regel vernachlässigt werden.

Für hydraulisch glatte Passagen und unter der Annahme eines turbulenten Strömungszustands ($Re > 10^4$) sind die Reibungskoeffizienten nach Blasius [24] definiert als

$$f_{w-i} = 0,3164 Re_{l_i}^{-0,25} \quad (2.17)$$

$$f_{g-i} = 0,3164 Re_{g_i}^{-0,25} \quad (2.18)$$

mit den Reynoldszahlen für die Gas- und Flüssigphase

$$Re_{l_i} = \frac{2\rho_l V_i R_i}{\mu_l}, \quad Re_{g_i} = \frac{2\rho_g V_i R_i}{\mu_g} \quad (2.19)$$

und mit den entsprechenden dynamischen Viskositäten der Flüssigkeit und des Gases μ_l und μ_g .

Mit Hilfe von ξ_i kann nun der Drehimpulsverlust in den einzelnen Injektorabschnitten bestimmt werden. Das hier gezeigte Verlustmodell wurde von Chen und Yang [25] entwickelt. So lässt sich der Korrekturterm E als Verhältnis aus Drehimpuls M_N am Injektoraustritt und ursprünglichem Drehimpuls am Einlass in die Vortexkammer M_{S_0} ausdrücken:

$$E = \frac{M_N}{M_{S_0}} \quad (2.20)$$

mit der allgemeinen Definition des Drehimpulses als $M_i = R_i V_i \rho_l$. Der Drehimpulsverlust M' wird durch das Wirken der viskosen Reibungskräfte erzeugt. Nach der Aufstellung der Differentialgleichung für M' und anschließender Integration erhält man nach Chen und Yang die folgende Beziehung für den Drehimpuls am Ende eines Injektorabschnitts in Abhängigkeit des entsprechenden Anfangsdrehimpulses [25]:

$$M_i = \frac{M_{i_0}}{\cosh \frac{\xi_i}{4(R_i^2 - R_C^2)} + \sinh \frac{\xi_i}{4(R_i^2 - R_C^2)} \sqrt{\frac{M_{0i}^2}{\eta^2} + 1}} \quad \text{mit} \quad \eta = \frac{\dot{m} R_i}{2\pi(R_i^2 - R_C^2)} \quad (2.21)$$

Mit diesem Zusammenhang können zunächst die Verluste und damit der Drehimpuls M_S am Austritt der Vortexkammer bestimmt werden: Der ursprünglich vorhandene Drehimpuls lautet dann in diesem Fall $M_{0S} = (R_S - R_P) V_P \rho_l$ mit $V_P = Q_l / A_P$. Im nächsten Schritt wird das gleiche für die Düse durchgeführt. Das Startmoment lautet aufgrund der Drehimpulserhaltung zwischen den einzelnen Injektorabschnitten $M_{0N} = M_S$. Mit Gleichung (2.20) folgt schließlich der Korrekturterm E und mit Gleichung (2.15) die neue, äquivalente, charakteristische geometrische Konstante.

Für Injektoren des *open-end*-Typs ist eine weitere Vereinfachung möglich: Aufgrund der Bedingung für *open-end*-Injektoren $R_S = R_N$, kann der gesamte Post als eine lange Vortexkammer angesehen werden. Dadurch kann man Gleichung (2.21) direkt in Gleichung (2.20) beziehungsweise Gleichung (2.15) einsetzen. Auflösen nach K_{eq} liefert:

$$K_{eq} = \frac{K}{\cosh \frac{\xi_N}{4(R_N^2 - R_C^2)} + \sinh \frac{\xi_N}{4(R_N^2 - R_C^2)} \sqrt{\frac{M_{0S}^2}{\eta^2} + 1}} \quad \text{mit} \quad \eta = \frac{\dot{m} R_N}{2\pi(R_N^2 - R_C^2)} \quad (2.22)$$

In beiden Fällen kann man K mit K_{eq} in der bisherigen Auslegungstheorie substituieren. Durch Reiteration des Auslegungsprozesses können die Injektorparameter unter Berücksichtigung viskoser Verluste neu bestimmt werden.

2.2.3 Empirische Gleichungen

Die in Kapitel 2.2.1 und Kapitel 2.2.2 erläuterten Zusammenhänge und Gleichungen erlauben in der Regel eine hinreichend genaue Auslegung von Swirl-Injektorelementen. Dennoch haben sich empirisch hergeleitete Gleichungen für die wichtigsten Injektorgrößen etabliert. Diese stellen einen Zusammenhang zwischen den geometrischen und operativen Größen sowie den charakteristischen Parametern der Injektoren her und können diese, vorausgesetzt sie werden innerhalb ihres jeweiligen Anwendungsbereichs eingesetzt, oft sehr präzise voraussagen. Die Gleichungen bestehen oft aus einer simplen parameterabhängigen Grundgleichung, welche an entsprechende experimentelle Messwerte angepasst wird. Dieses Kapitel führt einige der bekannteren relevanten Gleichungen für die wichtigsten Größen auf.

Durchflusskoeffizient C_d

Das genaue Abschätzen des Durchflusskoeffizienten C_d ist essentiell für die erste Vorauslegung eines Injektors, da durch ihn der Zusammenhang zwischen anliegendem Druckverlust und durchgesetztem Massenstrom definiert wird. Für C_d sind folgende empirische Gleichungen in der Vergangenheit aufgestellt worden: Suyari und Lefebvre [26] definieren C_d als

$$C_d = \sqrt{0,225 \frac{A_P}{4R_S R_N}} \quad (2.23)$$

Für Swirl-Injektoren mit niedrigem Kontraktionskoeffizienten β , empfiehlt Hong [27] folgenden Zusammenhang für C_d :

$$C_d = 0,44 \left(\frac{A_P}{4R_N^2} \right)^{0,84\beta^{-0,52}} \beta^{-0,59} \quad \text{für } \beta < 2,3 \quad (2.24)$$

Dem selben allgemeinen Ansatz wie Hong folgend, erhielten Fu et al. [28] C_d als

$$C_d = 0,19 \left(\frac{A_P}{4R_N^2} \right)^{0,65} \beta^{-2,13} \quad \text{für } \beta \approx 1 \quad (2.25)$$

Fu et al. formulierten ebenfalls folgenden Zusammenhang speziell für einen *open-end*-Injektor, welcher lediglich von der charakteristischen geometrischen Konstante K abhängt [28]:

$$C_d = 0,4354K^{-0,887} \quad (2.26)$$

Filmdicke h

Die Dicke des sich in der Düse bildenden Flüssigfilms ist ebenfalls ein wichtiger Parameter von LCSC-Injektoren. So bestimmt der Wert von h maßgeblich die axiale Strömungsgeschwindigkeit der Flüssigkeit innerhalb des Injektors. Die viskose und nichtviskose Auslegungstheorie liefern bereits Möglichkeiten zur Abschätzung dieser Größe über den Durchflusskoeffizienten. Vergangene Arbeiten stellten empirisch ermittelte Zusammenhänge zur Berechnung von h aus verschiedenen Injektorgrößen auf. Die zugehörigen Gleichungen wurden dabei an experimentell bestimmte Filmdicken angepasst. Die Messmethode zur Bestimmung von h nutzt dabei die elektrische Leitfähigkeit des eingesetzten Arbeitsfluids zwischen zwei, am Injektoraustritt platzierten, Elektroden aus [23, 26, 29]. Der Spannungsabfall zwischen den Elektroden ist dabei abhängig vom leitfähigen Querschnitt und damit auch von der Filmdicke h . Suyari und Lefebvre [26] stellten nach ebensolchen Messungen für die Filmdicke des Flüssigfilms am Injektoraustritt folgenden Zusammenhang auf:

$$h = 3,66 \left(\frac{2R_N \dot{m}_l \mu_l}{\rho_l \Delta P} \right)^{0,25} \quad (2.27)$$

Dem selben Ansatz folgend passten Fu et al. [29] den obigen Zusammenhang entsprechend ihrer Messergebnisse an. Die zu erwartende Filmdicke geben sie an als

$$h = 3,1 \left(\frac{2R_N \dot{m}_l \mu_l}{\rho_l \Delta P} \right)^{0,25} \quad (2.28)$$

Kim et al. [23] entwickelten eine empirische Gleichung, welche ebenfalls die Auswirkungen der Injektorlänge L berücksichtigt.

$$h = 1,44 \cdot 2R_N \left(\frac{\dot{m}_l \mu_l}{\rho_l \Delta P_l (2R_N)^3} \right)^{0,25} \left(\frac{L}{2R_N} \right)^{0,6} \quad (2.29)$$

Halber Spraywinkel α

Die Bestimmung von empirischen Korrelationen zur genaueren Vorhersage des halben Spraywinkels α war ebenfalls zentraler Bestandteil früherer Forschungsprojekte. So nimmt α nicht nur signifikanten Einfluss auf das Zerstäubungsverhalten eines Injektors, eine genaue Abschätzung kann auch essentiell für die Wahl einer geeigneten Recesslänge L_R sein. Eine dieser Korrelationen wurde 1985 von Rizk und Lefebvre [30] gefunden als

$$\alpha = 3 \left(\frac{A_P}{R_S R_N} \right)^{-0,15} \left(\frac{2 \Delta P R_N^2 \rho_l}{\mu_l^2} \right)^{0,11} \quad (2.30)$$

Fu et al. [29] hingegen fanden einen Zusammenhang, welcher lediglich von der charakteristischen Injektorkonstante K , sowie der Reynoldszahl an den tangentialen Einlässen abhängt.

$$\alpha = \arctan(0,033 K^{0,338} Re_p^{0,249}) \quad (2.31)$$

Die Anwendung dieser Gleichung ist auf *open-end*-Injektoren beschränkt, da hier von keiner weiteren Beschleunigung der tangentialen Strömung ausgegangen wird, wie es der konvergenten Sektion eines *closed-end*-Injektors der Fall wäre. Für solche Injektoren erhält man nach Gleichung (2.31) demnach zu kleine Werte für α .

2.2.4 Effekte geometrischer Variationen

Mit den in den vorherigen drei Kapiteln vorgestellten Zusammenhängen können im Folgenden die Auswirkungen der wichtigsten geometrischen Parameter auf das Verhalten eines generischen Injektorelements untersucht werden.

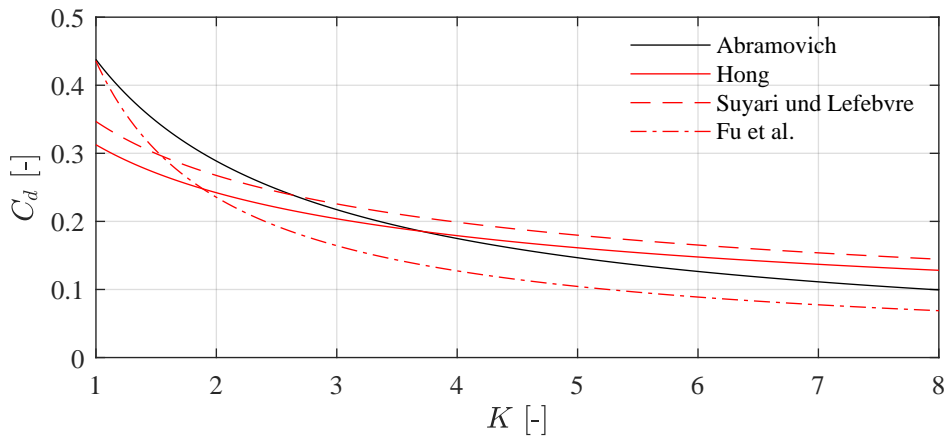


Bild 2.4: Auswirkungen von K auf C_d nach unterschiedlichen Ansätzen

Die Auswirkungen der Konstante K auf den Durchflusskoeffizienten C_d sind in Bild 2.4 dargestellt. Aus Bild 2.4 ist offensichtlich, dass mit steigendem K der Durchflusskoeffizient abnimmt. Dies kann mit der Zunahme der tangentialen Geschwindigkeitskomponente im Vergleich zur axialen Komponente der Flüssigkeit erklärt werden. Dies führt zu einer Verkleinerung der Filmdicke in der Injektordüse, was in einer ebenfalls kleineren effektiven Strömungsquerschnittsfläche resultiert. In Bild 2.4 werden zudem die drei empirischen Ansätze für C_d aus Kapitel 2.2.3 mit der Theorie des maximalen Durchflusses von Abramovich (Gleichung (2.10)) verglichen. Im Vergleich wird deutlich, dass Gleichung (2.10) für Injektoren mit kleinem K tendenziell höhere Werte für C_d vorhersagt als die vorgestellten restlichen Gleichungen. Dieser Trend verschwindet mit steigendem K . C_d nähert sich dabei in allen Fällen einem Konstanten Wert im Bereich von $C_d \approx 0,1$ an. Als Resultat des geringeren C_d -Wertes wird ebenfalls der für einen gegebenen ΔP_l erreichte Massenstrom \dot{m}_l in Injektoren mit höherem K signifikant reduziert. Diese Beziehung wird in Bild 2.5 für vier verschiedene charakteristische Konstanten gezeigt.

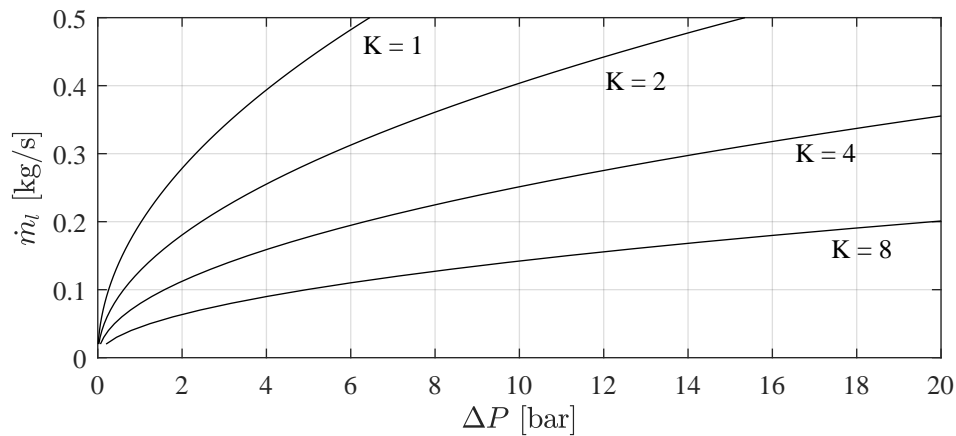


Bild 2.5: Effekt von K auf \dot{m}_l für einen gegebenen Druckverlust ΔP_l

Die zuvor genannte Veränderung der tangentialen und axialen Geschwindigkeitskomponenten für größere Werte von K führt dementsprechend zu einer Verringerung von h und folglich auch zu einer Erhöhung des Spraywinkels α . Der Zusammenhang zwischen h , α und K ist in Bild 2.6 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass mit einer Steigerung von K beide Geschwindigkeitskomponenten zunehmen. Der Betrag der tangentialen Komponente wächst dabei im Vergleich zur axialen stärker an. In Bild 2.7 sind die mittels viskoser und nichtviskoser Auslegungstheorie berechneten Werte von α mit denen der beiden vorgestellten empirischen Gleichungen aus Kapitel 2.2.3 verglichen dargestellt.

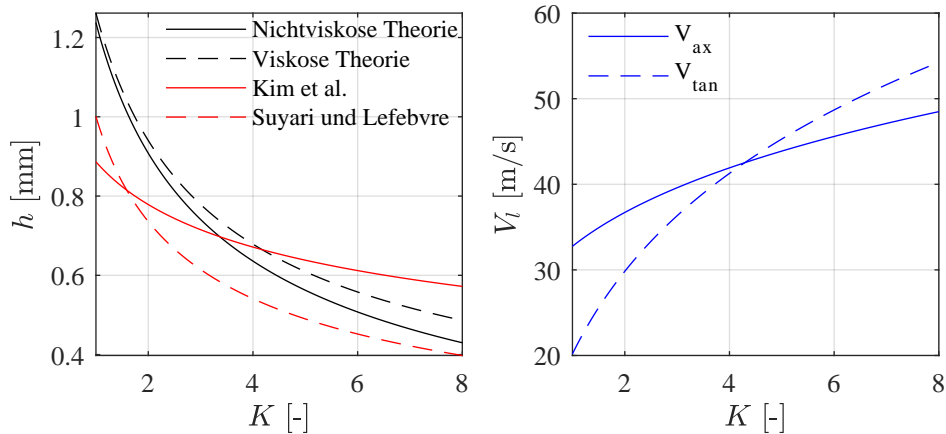


Bild 2.6: Auswirkungen von K auf die Flüssigfilmdicke h am Injektorausstritt (links) und die Komponenten der Strömungsgeschwindigkeit (links)

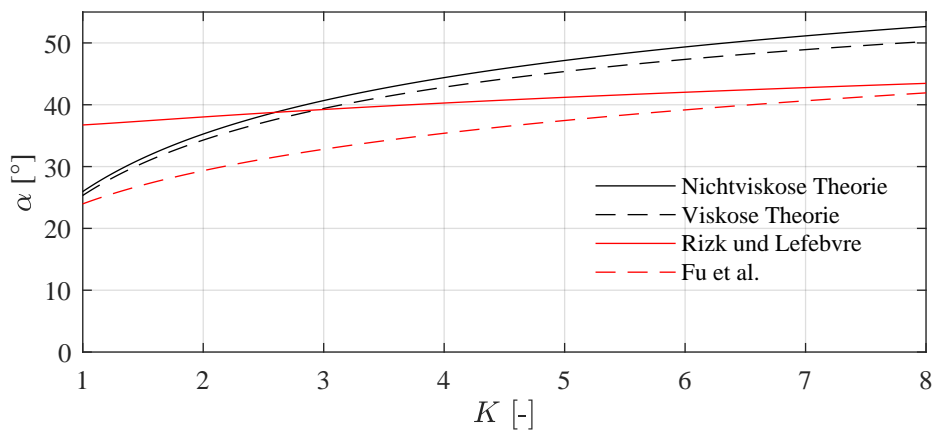


Bild 2.7: Auswirkungen von K auf den Spraywinkel nach den analytischen Theorien (schwarz) verglichen mit empirischen Zusammenhängen (rot)

2.2.5 Pulsieren von Swirl-Injektoren

Die sogenannte *Self-Pulsation* (zu deutsch: Selbstpulsation) von LCSC-Injektoren wurde zuerst von Bazarov 1994 [31, 32] bei Drosselungsversuchen mit solchen Injektorelementen entdeckt. Bei diesen Versuchen kam es bei bestimmten Verhältnissen der Impulsstromdichte der Flüssigkeit $\rho_l V_l^2$ und des coaxialen Gases $\rho_g V_g^2$ zur Entstehung starker, sicht- und hörbarer Oszillationen im Spray nahe des Injektoraustritts. Bazarov beschreibt die Ausbildung einer „Weihnachtsbaum“-artigen Struktur im Spraybild der Injektoren in Verbindung mit einem schrillen, unangenehmen Pfeifen. Bazarov fand in seinen Versuchen eine Stabilitätsgrenze für die von ihm eingesetzten Injektoren, indem für verschiedene Impulsstromdichten der Flüssigkeit der Gasmassenstrom entsprechend erhöht wird, bis das pulsierende Verhalten eintrat [32]. Er bestätigte zudem die Abhängigkeit dieser Stabilitätsgrenze von verschiedenen Einflüssen wie beispielsweise dem Brennkammerdruck. In den folgenden Jahren wurden zahlreiche Versuche zu dieser Thematik durchgeführt, bei welchen unter anderem der Einfluss des Recess auf die Stabilitätsgrenze unter-

sucht wurde. So ist die *Self-Pulsation* bei Injektorkonfigurationen ohne Recess praktisch nicht vorhanden [33]. Der instabile, pulsierende Bereich wächst entsprechend für größere Recesslängen L_R [16, 33–35]. Untersucht wurden auch andere geometrische Parameter wie die Wandstärke des LOX-Posts und die Breite des koaxialen Gasspalts. So führt eine Vergrößerung einer dieser Parameter zu einer Verkleinerung des Bereichs der *Self-Pulsation* [36].

Die Frequenzen der von Eberhart et al. [33] beschriebenen Oszillationen bewegen sich im Bereich von 1 – 4 kHz. Es besteht die Möglichkeit, dass pulsierende LCSC-Injektoren durch Kopplung mit akustischen Brennkammermoden (insbesondere mit longitudinalen Moden) negative Auswirkungen auf die Verbrennungsstabilität in Raketentriebwerken haben können [37]. Weitere Untersuchungen zeigten zudem, dass der SMD (Mittlerer Sauterdurchmesser, von engl.: sauter mean diameter) als Maß für die Atomisierungs-Performance eines Injektors, für pulsierende Betriebsfälle anwächst [38]. Dies kann als eine Verschlechterung der Atomisierung aufgefasst werden. Aus diesen Gründen ist das Auftreten der *Self-Pulsation* im Betriebsfall generell zu vermeiden.

Experimentelle und numerische Untersuchungen fanden, dass als Auslöser der *Self-Pulsation* ein periodisches Blockieren des Gasspalts durch den Flüssigfilm angenommen werden kann [34, 37]. Im et al. [34] zeigen ebenfalls, dass die Frequenz der Oberflächenwellen innerhalb des Posts eines Swirl-Injektors mit den Oszillationsfrequenzen im instabilen Fall zusammenhängen. Als Schlussfolgerung ziehen Im et al., dass die Charakteristiken der *Self-Pulsation* in erster Linie von den dynamischen Eigenschaften des Injektorposts abhängen.

3 Auslegung und Fertigung der eingesetzten Injektoren

Mit Hilfe der im vorangegangenen Kapitel vorgestellten und erläuterten Auslegungstheorien werden im Folgenden mehrere verschiedene Swirl-Injektorelemente ausgelegt und entworfen. Dabei werden gegebene äußere Randbedingungen sowie in der Vergangenheit gewonnene Erfahrungswerte berücksichtigt.

3.1 Auslegung der Swirl-Injektoren

Die stationären Betriebsbedingungen welche als Auslegungspunkt der Elemente dienen, sind direkt von der Versuchsbrennkammer-„N“ (BK-N) übernommen. Die Betriebsbedingungen von BK-N selbst sind, zumindest im Bezug auf Größen wie P_{CC} , von relevanten industriellen Werten abgeleitet. Diese Bedingungen, inklusive der jeweiligen Massenströme und des Brennkammerdrucks, sind in Tabelle 3.1 gegeben. Die in Tabelle 3.1 aufgelisteten Bedingungen stellen damit den Ausgangspunkt für die Auslegung der Swirl-Injektoren dar.

Tabelle 3.1: Einsatzbedingungen der Elemente im stationären Betriebspunkt

Brennkammerdruck	P_{CC}	100	bar
ROF ¹	ROF	3,5	—
LOX Massenstrom	\dot{m}_{LOX}	0,461	kg/s
CH ₄ Massenstrom	\dot{m}_{CH_4}	0,137	kg/s
LOX Temperatur	T_{LOX}	95	K
CH ₄ Temperatur	T_{CH_4}	230	K

$$^1 ROF = \dot{m}_{LOX} / \dot{m}_{CH_4}$$

Anhand dieser Vorgaben werden im Folgenden ein *closed-end*-Injektor (Abkürzung A), sowie ein *open-end*-Injektor (Abkürzung B) mit vergleichbaren Eigenschaften bezüglich Spraywinkel und Durchflusskoeffizient ausgelegt. Die Injektoren müssen demnach die geforderten Massenströme bei einem angemessenem Druckverlust liefern. Als relevanter Richtwert für den Injektordruckverlust kann nach den NASA-Designregeln für flüssige Raketentriebwerke [39] für den Druckverlust $\Delta P_I \approx [0,15; 0,25] \cdot P_{CC}$ angenommen werden. Für die hier anvisierten Bedingungen bedeutet das einen Zielwert von $\Delta P_I \approx 20$ bar. Im nächsten Schritt wird die charakteristische geometrische Konstante K für den Swirl-Injektor möglichst industrierelevant definiert. Als Anhaltspunkt dienen dabei in der Vergangenheit eingesetzte LCSC-Injektoren mit ähnlichen Randbedingungen. Tabelle 3.2 stellt verschiedene in der Forschung eingesetzte LCSC-Injektoren für LOX/GCH₄-Anwendungen anhand ihres jeweiligen Auslegungsmassenstroms, geometrischer Konstante und weiteren Parametern mit den in dieser Arbeit entwickelten Injektoren gegenüber. Das im Rahmen des Entwicklungsprogramms für wiederverwendbare Raketentriebwerke XLR-129 [40] ursprünglich für LOX/GH₂ entwickelte Injektorelement wurde schon in vergangenen Arbeiten als Anhaltspunkt für relevante Injektorgeometrien verwendet. XLR-129 war ein von Pratt&Whitney in Entwicklung

befindliches wiederverwendbares Raketentriebwerk für das Projekt *Isinglass*, einem ab 1960 geplanten bemannten Überwachungsflugzeug. Neben den im Rahmen dieses Entwicklungsprogramms durchgeführten Tests wurde das Element auch von der NASA [22] sowie der Pennsylvania State University in verschiedenen Heißgastests, auch mit GCH4 anstatt GH2, erfolgreich getestet und charakterisiert [41, 42]. Im Rahmen der von Atherton [40] beschriebenen Durchflusstests mit Wasser wurde ein Verhältnis von $A_P/A_N > 0,5$ als für die Atomisierung besonders geeignet befunden.

Tabelle 3.2: Vergleich von relevanten Injektorgrößen aus der Literatur mit den Zielwerten der Injektoren in dieser Arbeit (TW: Triebwerksentwicklung, FP: Forschungsprojekt, KG: Kaltgas/Durchflusstests, HG: Heißgastests, n./a.: keine Angabe)

Injektor	Anwendung	Typ	\dot{m}_l [kg/s]	K [–]	α [°]	L/D [–]
XLR-129 [40, 41]	TW, KG, HG	<i>open-end</i>	0,117	1,45	30	20
Kim et al. [43]	FP, HG	<i>closed-end</i>	0,210	4,59	47	7
Eberhart et al. [16]	FP, KG	<i>closed-end</i>	0,082	4	n./a.	11
Fu et al. [28]	FP, KG	<i>open-end</i>	0,085	5 – 20	45 – 53	4,8
TEKAN HMF [17]	TW, HG	<i>open-end</i>	n./a. ($> 1,0$)	n./a.	n./a.	n./a.
Zielwerte	FP, KG	<i>closed/open-end</i>	0,461	≈ 2	35 – 40	10

Weitere Überlegungen für die Auslegung beinhalten Maßnahmen für ein möglichst stabiles Injektorverhalten. Für LCSC-Injektoren ist dabei die Stabilität des zentralen Gaskerns ein wichtiges Kriterium. Für die Auslegung der Vortexkammer des *closed-end*-Injektors wurde daher darauf geachtet, dass das Verhältnis aus Länge und Durchmesser L_S/D_S nicht größer als eins ist, da ansonsten möglicherweise Instabilitäten des Gaskerns auftreten können [23]. Lefebvre [44] gibt für diesen Parameter $L_S/D_S = [0,5; 1]$ vor. Desweiteren ist auf ein, zur Ausbildung einer adäquaten Einströmung, ausreichendes Längenverhältnis L_P/D_P der tangentialen Einlässe zu achten. Als Richtwert kann hier $L_P/D_P > 1,3$ angenommen werden [44, 45]. Zudem wird durch das Anbringen einer Fase an den Eintrittsöffnungen der tangentialen Bohrungen analog zu [22] das Auftreten lokaler Kavitation an diesen Stellen erschwert.

Für Injektoren mit kleinem K und somit größerer tangentialer Einströmfläche kommt es bei klassischen Swirl-Injektordesigns mit drei oder vier kreisförmigen tangentialen Einlässen, aufgrund des erhöhten R_P zu R_S -Verhältnisses, zu signifikanten radialen Komponenten der Einströmgeschwindigkeit. Dieses Problem gilt besonders im Fall eines *open-end*-Injektors mit entsprechend kleinerem Vortextkammerradius. Bei der Entwicklung des XLR-129-Injektors wurde dieses Problem, durch welches die stabile Ausbildung des Gaskerns erschwert werden kann, durch das Ersetzen der kreisrunden tangentialen Einlässe mit flachen, rechteckigen Einströmspalten gelöst [22, 40]. Die Zielsetzung einer möglichst simplen Fertigung erlaubt derartige Geometrien nicht, dementsprechend wird das Problem für die hier ausgelegten Injektoren mit Hilfe einer größeren Anzahl an Einlassöffnungen (6 Stück) umgangen.

Die Abschätzung von C_d erfolgt unter Berücksichtigung der empirischen Gleichungen, da die Theorie des maximalen Durchflusses [18] dazu tendiert, den realen Wert von C_d für Injektoren mit kleinem K zu überschätzen [28]. Bei der Wahl eines geeigneten Zusammenhangs wird auf die Ähnlichkeit der Elemente und der Bedingungen zu den Injektoren in dieser Arbeit geachtet, um bestmögliche Übereinstimmung

zu erhalten. Als primärer Richtwert diente dabei der Zusammenhang von Fu et al. aus Gleichung (2.25), beziehungsweise Gleichung (2.26) da dieser speziell für Injektoren mit kleinem β , bis hin zu *open-end*-Injektoren über einen weiten Bereich von K angepasst wurde. Die so bestimmten Werte von C_d wurden mit denen anderen Theorien verglichen. Die Abweichungen von C_d betragen im Auslegungspunkt je nach Theorie bis zu 20%, was sich wiederum unmittelbar auf den zu erwartenden Druckverlust überträgt. Bei der Auslegung wurden die geometrischen Parameter entsprechend der Randbedingungen so gewählt, dass sich der geforderte Druckverlust bei 15 bis 25 % des Brennkammerdruckes ($\pm 10\%$ nach den weiteren Theorien) befindet. Dabei sollte ein Mindestdruckverlust von circa 8% des Brennkammerdrucks P_{CC} nicht unterschritten werden, um niederfrequente Instabilitäten zu vermeiden [46]. Die erwarteten Werte für ΔP_l sind in Tabelle 3.3 zu finden.

Tabelle 3.3: Vergleich des zu erwartenden Druckverlustes ΔP_l in bar (bei $\dot{m}_{LOX} = 0,461 \text{ kg/s}$)

Injektor	Max. Durchfluss [18]	Suyari [26]	Hong [27]	Fu [28]	Zielwert
A	13,05	14,83	18,11	20,01	20
B	13,61	16,49	26,40	21,14	20

Das Spaltmaß der koaxialen Gaseinströmung d wird für eine möglichst gute Vergleichbarkeit von dem bestehenden Injektorelement aus BK-N übernommen. Die Wandstärke des LOX-Posts beträgt 0,5 mm. Im Gegensatz zu typischen Scher-Injektoren sind am Austritt der LOX-Posts von LCSC-Injektoren keine Taper (konische Aufweitung) vorgesehen. Tabelle 3.5 gibt einen Überblick über die relevanten geometrischen Injektorparameter der drei Injektortypen. Neben den verschiedenen Ansätzen A und B werden im Rahmen dieser Arbeit auch LCSC-Injektoren unterschiedlicher Länge untersucht. Dabei werden durch die Ziffer „1“ die jeweils längeren Konfigurationen bezeichnet (A1, B1 mit $L/D = 10$), die Ziffer „2“ steht folglich für die gekürzten Injektoren (A2, B2 mit $L/D = 5,5$). Das dimensionslose Längenverhältnis L/D ist dabei als Quotient der Distanz zwischen der tangentialen Einströmebene und dem Düsenaustritt L und dem Düsendurchmesser definiert. Eine weitere geometrische Unterscheidung erfolgt durch zwei verschiedene Recesslängen L_R . Der Zusatz „R“ bei der Injektorbezeichnung weist jeweils auf eine Konfiguration mit (kritischem) Recess hin (zum Beispiel A1R). Eine Übersicht über alle dadurch möglichen Konfigurationen wird in Tabelle 3.6 gegeben.

Tabelle 3.4: Zusammenfassung der Auslegungskriterien für die Swirl-Injektoren

Parameter	Wert	Einh.	Begründung
\dot{m}_l	0,461	kg/s	Stationäre Betriebsbedingungen BK-N
ΔP_l	15 – 25	bar	Druckverlust auf Basis von [39]
R_O	4,1	mm	Äußerer Radius des Gasspalts BK-N Injektor
R_I	3,6	mm	Innerer Radius des Gasspalts BK-N Injektor
A_P/A_N	< 0,5	–	Erfahrungswerte von XLR-129[40]
L_P/D_P	> 1,3	–	Erfahrungswerte aus [44]
L_S/D_S	> 1,1	–	Erfahrungswerte aus [23]

Eine Schnittdarstellung der entworfenen LCSC-Injektoren ist in Bild 3.2 zusammen mit dem Referenzelement aus Kapitel 3.2 abgebildet. Eine weitere wichtige Randbedingung für den Entwurf der Elemente ist die einfache und schnelle Fertigung, was die Wahl von, wo immer möglich, einfachen Geometrien notwendig macht. So sind alle Teile, mit Ausnahme von Bohrungen, grundsätzlich als Rotationskörper entworfen. Alle Injektorposts teilen sich dabei einen gemeinsamen Grundkörper. Die aus Fertigungsgründen notwendige, rückseitige Öffnung der Posts wird mit einer speziellen Verschlusschraube verschlossen. Um die Dichtheit zu gewährleisten, wird vor der Verschlusschraube ein Dichtring aus Kupfer eingelegt (siehe Bild 3.3(c)). Für die Einlassöffnungen der tangentialen Bohrungen werden, wie in Bild 3.3(a) sechs entsprechende halbkreisförmige Stufen von außen in den hinteren Teil der Posts gefräst, welche ein vertikales Ansetzen des Bohrwerkzeugs erlauben. Ein Flussdiagramm des iterativen Auslegungsprozesses für die Swirl-Injektoren ist in Bild 3.1 zu finden. Die allgemeinen Auslegungskriterien der Swirl-Injektorposts sind in Tabelle 3.4 zusammengefasst.

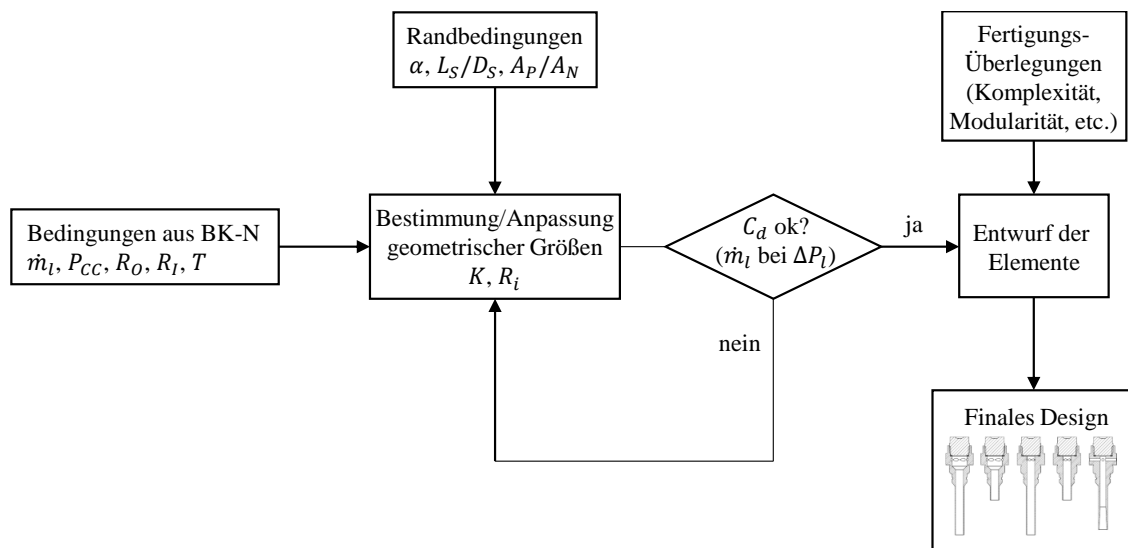


Bild 3.1: Designprozess der Swirl-Injektoren

3.2 Scher-Injektorelement

Zusätzlich zu den vier Swirl-Injektorvarianten in Kapitel 3.1 wurde ein klassisches Scher-Koaxial-Injektorelement hergestellt (hier bezeichnet als Typ C). Die Abmaße sind dabei abgeleitet von denen des in BK-N eingesetzten Elements. Dieses wurde entsprechend modifiziert, um einen Einsatz im modularen Aufbau analog zu den Swirl-Injektoren zu ermöglichen (vgl. Kapitel 3.3). Zu diesen Modifikationen zählen sowohl die Verringerung der Gesamtlänge als auch die Abänderung der Einströmung in den LOX-Post. Anstatt einer axialen Bohrung an der Rückseite des Posts verfügt das hier eingesetzte Element über vier, sich gegenüberstehende, radiale Bohrungen. Diese ergeben zusammen eine gleich große Querschnittsfläche wie der Einlass des Originalinjektors. Die restlichen geometrischen Maße des Injektors sind in wie die der Swirl-Injektoren in Tabelle 3.5 zusammengefasst. Im Gegensatz zu den Swirl-Injektoren dient das Scher-Element lediglich als feste Referenz. Es verfügt daher über eine feste Gesamtlänge sowie einen

unveränderlichen Recess. Zur Reduzierung der LOX-Austrittsgeschwindigkeit verfügt das Typ C-Element zudem über einen Taper am Ende des Posts. Eine Schnittdarstellung des Scher-Injektorelements wird in Bild 3.2(e) gezeigt.

Tabelle 3.5: Vergleich der geometrischen Abmessungen der Injektoren (Schnittdarstellung der Elemente siehe Bild 3.2)

Größe	Einh.	Closed-End (Typ A)		Open-End (Typ B)		Scher (Typ C)
R_S	mm	6		3,1		—
R_N	mm	3,1		3,1		2,25
R_P	mm	1,1		0,75		1
n	—	6 (tangential)		6 (tangential)		4 (radial)
L_S	mm	8		B1: 64,5	B2: 37,0	—
L_N	mm	A1: 56,5	A2: 29,0	—		60,5
R_I	mm	3,6		3,6		3,6
R_O	mm	4,1		4,1		4,1
L_R	mm	0	R: 1,5 ¹	0	R: 1,5 ¹	4
d	mm	0,5		0,5		0,45
δ	°	0		0		8
β	—	1,581		0,7581		—
K	—	2,092		2,159		—

¹ Konfiguration mit Recess

Tabelle 3.6: Übersicht über mögliche Injektorkonfigurationen

A1	Swirl (Typ A)	lang	ohne Recess
A1R	Swirl (Typ A)	lang	mit Recess
A2	Swirl (Typ A)	kurz	ohne Recess
A2R	Swirl (Typ A)	kurz	mit Recess
B1	Swirl (Typ B)	lang	ohne Recess
B1R	Swirl (Typ B)	lang	mit Recess
B2	Swirl (Typ B)	kurz	ohne Recess
B2R	Swirl (Typ B)	kurz	mit Recess
C	Scher (Typ C)	feste Länge	fester Recess

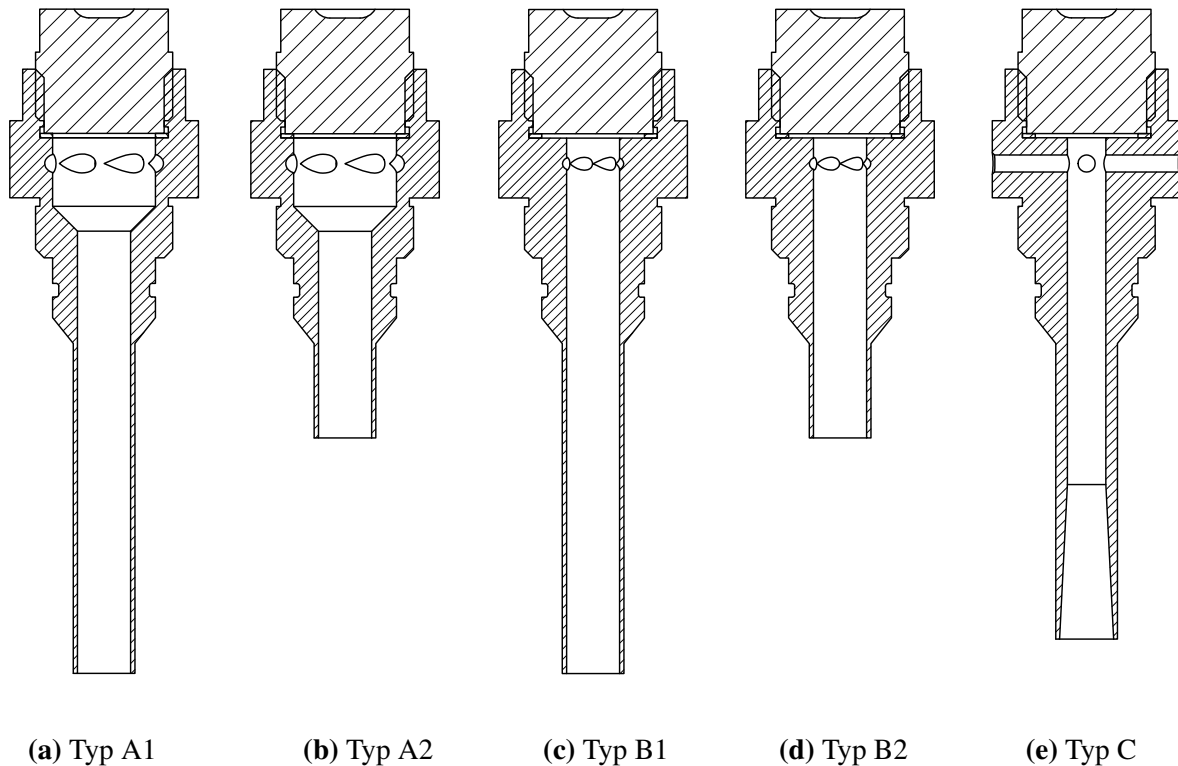


Bild 3.2: Schnittdarstellung der vier LCSC-Injektorposts (a)-(d) und des Scher-Injektorposts (e).

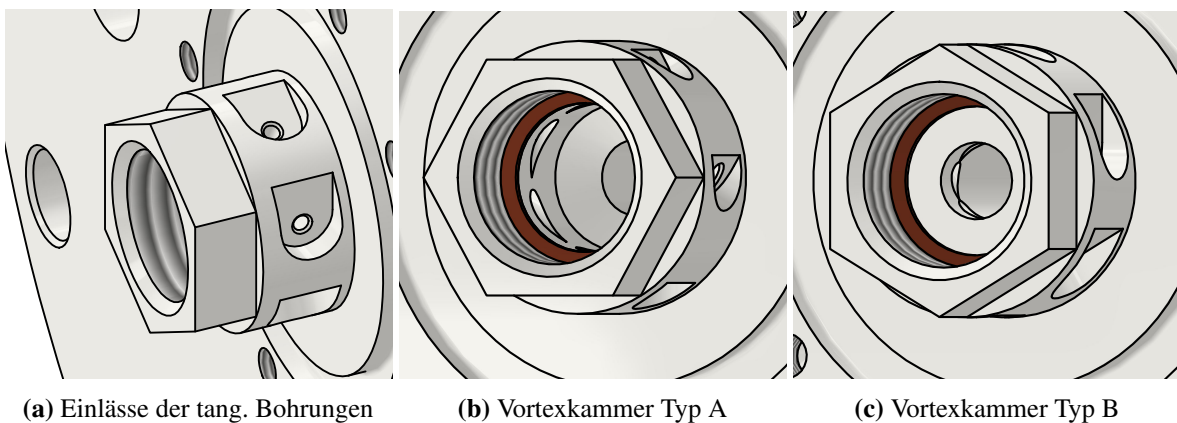


Bild 3.3: Detailansichten der LCSC-Injektorposts

3.3 Modularer Aufbau und Fertigung

Um eine einfache Handhabung und schnelles Wechseln der Injektorkonfigurationen zwischen den Durchflusstests zu erlauben, wurde eine modulare Halterung für die Posts entworfen. Integriert in dieser Halterung sind ebenfalls die jeweiligen Sammelvolumen für Flüssigkeit und Gas sowie Anschlüsse der für die Tests benötigte Instrumentierung.

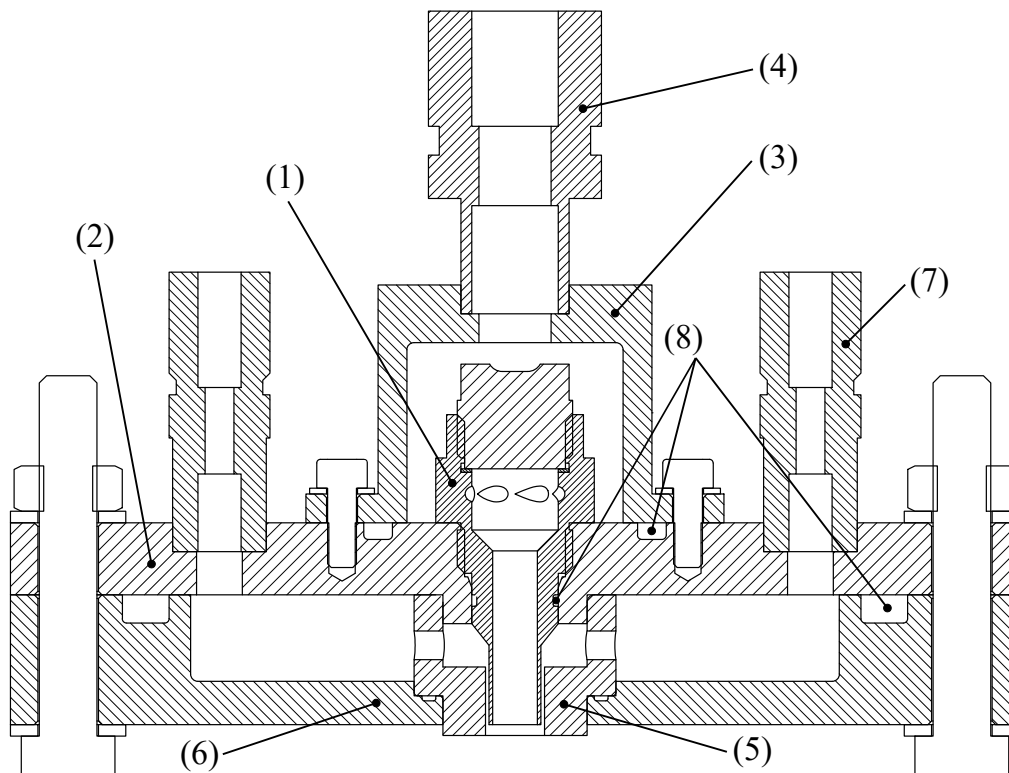


Bild 3.4: Schnittdarstellung des Injektorkopfes für Durchflusstests (hier: Konfiguration A2R)

Bild 3.4 zeigt eine Schnittdarstellung durch den Injektorkopf. Der zu testende Post (1) wird dabei rückseitig in den Zentralkörper (2) eingeschraubt und über die dort vorgesehene Passung in Position gehalten. Durch das Anbringen der sogenannten LOX-Kappe (3) bildet sich das Fluidsammelvolumen. Die LOX-Kappe verfügt zudem über die Anschlusspunkte für Druck- und Temperaturmessungen, sowie die Flüssigzuleitung (4). Die Gashülse (5) wird auf einen Zentrierring am Hauptkörper geschoben und durch die Faceplate (zu deutsch: Stirnplatte) fixiert (6). Die Gaszuleitung (7) erfolgt an zwei Stellen um für eine möglichst symmetrische Durchströmung zu sorgen. Über das so entstehende, torusförmige Gassammelvolumen gelangt das Gas über acht radiale Bohrungen in der Hülse in den den Post umgebenden Ringspalt. Messpositionen für Druck und Temperatur werden hier über Anschlüsse am Hauptkörper realisiert. Zur Abdichtung des Injektorkopfes werden O-Dichtring aus NBR (von engl.: Nitrile Butadiene Rubber, auf deutsch: Acrylnitril-Butadien-Kautschuk), mit einer minimalen Einsatztemperatur bis zu -70°C , in die dafür vorgesehenen Nuten eingelegt (8). Die Durchmesser und zugehörigen Schnurstärken der O-Ringe sind mittels des Online-Tools des Herstellers COG ausgewählt, und auf ihre Anwendbarkeit überprüft worden. An den Stellen, welche einen Einsatz von O-Ringen nicht erlauben (z.B.: Instrumentierungsanschlüsse), wird PTFE-Band (Polytetrafluorethen, umgangssprachlich Teflon) zur Gewindeabdichtung eingesetzt.

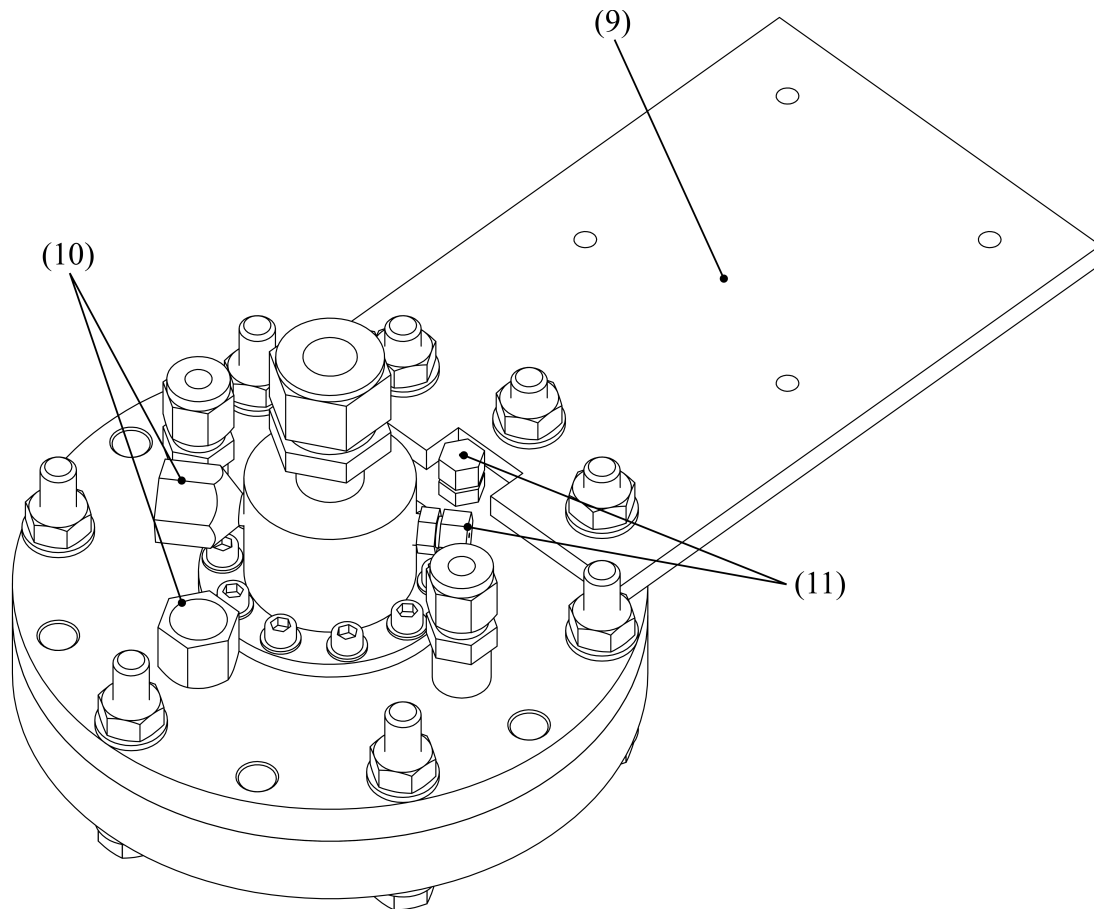


Bild 3.5: Orthographische Ansicht des modularen Injektorkopfes mit Halterungsplatte

Die Elemente wurden nach den geforderten Spezifikationen in der Zentralwerkstatt des Instituts in Lampoldshausen gefertigt. Die weiteren nötigen Modifikationen, wie das Anschweißen der Anschlussstutzen für Gas und Flüssigkeit, erfolgten in der M3-Werkstatt. Bei der Fertigung der Elemente ist in Besonderen Maße auf die Einhaltung der kritischen Toleranzen für Innen- und Außendurchmesser der LOX-Posts sowie der entsprechenden Oberflächenqualität, besonders die der Innenseite, zu achten. Desweiteren waren geringe Toleranzen bezüglich Konzentrität und Kantenbeschaffenheit notwendig. So wurde auf möglichst scharfe Kanten sowohl beim LOX-Post Austritt, als auch am Austritt der Gashülse geachtet. Es ist dort daher nur eine minimale Entgratung ohne zusätzliche Befassung zulässig. Der zylindrische Injektorkopf selbst kann über eine Verbindungsplatte auf einen Profilreiter des X-95 Systems für optische Aufbauten montiert werden (siehe Bild 3.5 (9)). Die zuvor genannten Messpositionen für Druck (10) und Temperatur (11) sind ebenfalls in Bild 3.5 zu erkennen. Vor dem erstmaligen Verwenden der Bauteile wurden diese in einem Ultraschallbad mit destilliertem Wasser gereinigt, um Späne und Ölrückstände zu entfernen.

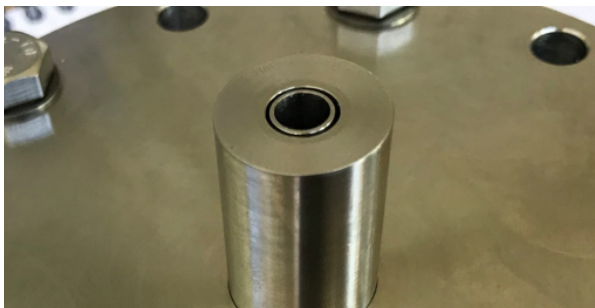
Die gefertigten Bauteile sowie die Injektorausstritte während des ersten Probezusammenbaus des Injektorkopfes sind in Bild 3.6 zu sehen. Der Probezusammenbau dient zur Überprüfung der Passgenauigkeit, insbesondere im Bezug auf Dichtungsringe und Konzentrität der LOX-Posts.



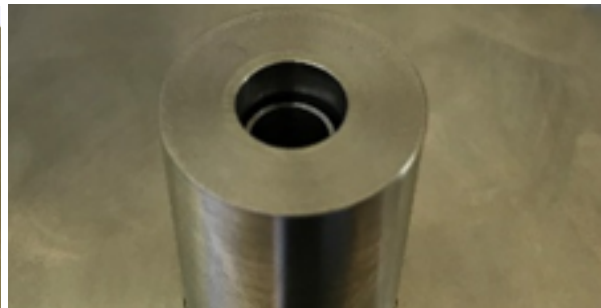
(a) LOX-Posts von links nach rechts: A1, B1, C



(b) LOX-Post A1 mit Gashülse



(c) Konfiguration A1 (ohne Recess)



(d) Konfiguration C (Scher-Injektor)

Bild 3.6: Gefertigte Bauteile und Probezusammenbau des modularen Injektorkopfes für Wassertests

4 Experimentelle Durchführung

4.1 Versuchsaufbau

4.1.1 Messgrößen

Wassermassenstrom

Der Volumenstrom der Flüssigkeit bei den Wassertests wurde mit einem Turbinendurchflussmesser des Typs *HO1/2x3/8*, welches über einen Messbereich von 0,00631 bis 0,34705 Litern pro Sekunde (nominal: 0,1 bis 5,5 US-Gallonen pro Minute) verfügt, gemessen. Der daraus resultierende Massenstrom wird mit Gleichung (2.3) berechnet. Die Dichte des eingesetzten Wassers beträgt dabei unter den Einsatzbedingungen $\rho_l = 998 \text{ kg/m}^3$.

Gasmassenstrom

Der anliegende Massenstrom des Gases (Druckluft) \dot{M}_g wurde mit Hilfe einer in der Zuleitung eingebauten Lochblende bekannten Durchmessers $D_o = 2 \text{ mm}$ ermittelt. Vor und nach der Blende wurde jeweils der statische Druck gemessen, dabei bezeichnet P_1 den Druck in der Zuleitung vor der Blende und P_2 den entsprechenden Druck nach der Blende (vgl. Bild 4.1). Die Leitung selbst hat einen konstanten Durchmesser von $D_1 = D_2 = 4 \text{ mm}$. Da es sich bei der Luft im betrachteten Bereich um ein kompressibles

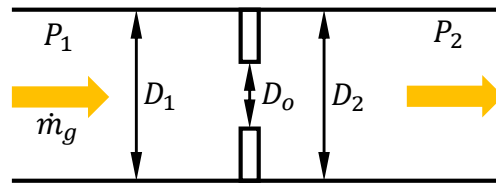


Bild 4.1: Schematische Skizze der in der Gaszuleitung eingesetzten Lochblende

Medium handelt kann der Massenstrom nicht mit Gleichung (2.6) berechnet werden. Stattdessen muss die Gleichung um einen Expansionsfaktor Y erweitert werden [47]:

$$\dot{m}_g = C_d Y A_o \sqrt{\frac{2 \Delta P_{12}}{\rho_1 (1 - \beta_o^4)}} \quad \text{mit} \quad A_o = \frac{\pi}{4} D_o^2 \quad (4.1)$$

Dabei ist β_o als Kontraktionskoeffizient das Verhältnis zwischen Rohrrinnendurchmesser vor der Blende D_1 und dem Blendendurchmesser D_o . ΔP_{12} bezeichnet den Druckverlust über die Blende. Die Dichte des Gases stromauf der Blende ρ_1 kann über die thermische Zustandsgleichung idealer Gase der Form

$$\rho_1 = \frac{P_1 M_g}{\Re T_1}; \quad (4.2)$$

bestimmt werden. Dabei ist M_g die molare Masse des vorliegenden Gases, T_1 die Gastemperatur stromauf der Blende und \Re die universelle Gaskonstante.

Der Expansionsfaktor Y für ein gasförmiges Medium ist definiert als

$$Y = \sqrt{r^{\frac{2}{\kappa}} \left(\frac{\kappa}{\kappa-1} \right) \left(\frac{1-r^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1-r} \right) \left(\frac{1-\beta_o^4}{1-\beta_o^4 r^{\frac{2}{\kappa}}} \right)} \quad (4.3)$$

mit dem Verhältnis aus Vor- und Rückdruck r und dem Isentropenexponenten κ . Für Medien aus zweiatomigen Gasmolekülen wie Stickstoff, Sauerstoff und in sehr guter Näherung auch Luft gilt $\kappa = 1,4$. Ab einem bestimmten Druckverhältnis über die Blende ist mit keinem weiteren Anstieg des Gasmassenstroms mit steigendem Druckverlust zu rechnen. Dies liegt an der einsetzenden Durchflussbegrenzung, wenn die Strömungsgeschwindigkeit sich der Schallgeschwindigkeit nähert. Dieses Druckverhältnis wird als kritisches Druckverhältnis r_{cr} bezeichnet und aus dem Isentropenexponenten bestimmt als:

$$r_{cr} = \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (4.4)$$

Für Luft mit $\kappa = 1,4$ gilt $r_{cr} = 0,528$. Der Massenstrom für den Fall der Durchflussbegrenzung ($r_{cr} > 0,528$) ist dann konstant über den Druckverlust beziehungsweise über r und lässt sich berechnen mit

$$\dot{m}_g = C_d A_o \sqrt{\kappa P_1 \rho_1 \frac{2}{\kappa+1} \frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \quad (4.5)$$

Aus Gleichung (4.5) wird ersichtlich, dass eine Vergrößerung des Massenstroms unter diesen Bedingungen nur noch über eine Erhöhung des Eingangsdruckes P_1 und damit auch der Eingangsgasdichte ρ_1 möglich ist.

Druck

Wie in Bild 4.2 gezeigt, wird der Druck an vier verschiedenen Messpositionen erfasst. Davon befinden sich zwei in der Gaszuleitung (vor und nach der Lochblende), eine im Gassammelvolumen des Injektorkopfes und ebenfalls eine im Fluidsammelvolumen des Injektorkopfes. Für die Messung von P_l kommt dabei ein piezoresistiver Absolutdrucksensor des Typs *Kistler 4043A20* mit einem Messbereich von 0 bis 20 bar zum Einsatz. Für die Gasdrücke P_g beziehungsweise P_1 wird ebenfalls ein piezoresistiver Absolutdrucksensor verwendet. In diesem Fall handelt es sich um den Typ *Kistler 4043A50* mit einem entsprechenden Messbereich bis 50 bar. Die Aufnahmezeit der Drucksensoren beträgt 20000 Hz. Die Aufzeichnung der Druckwerte dieser Sensoren erfolgt durch das DAQ-System. Über dieses System wird ebenfalls das Signal zur Auslösung der Hochgeschwindigkeitskamera gegeben, um ein zu den Druckmessungen simultanes Aufnehmen des Spraykegels zu ermöglichen. Das DAQ-System selbst besteht aus dem Chassis *NI PXIe-1071* und dem Input/Output-Modul *NI PXIe-6361* von National Instruments. Die Messung des statischen Druckes stromab der Lochblende P_2 erfolgt über ein Präzisionsmanometer mit Digitalanzeige des Herstellers WIKA. Das eingesetzte Manometer *CPG1500* hat dabei einen absoluten Messbereich von 0 bis 4 bar mit einer Genauigkeit von 0,1% des vollen Anzeigewertes, also 4 mbar. Die Anzeige des Präzisionsmanometers wird bei jedem Versuchsdurchgang abgelesen und entsprechend festgehalten. Zur Bestimmung des am Injektor anliegenden Druckverlustes werden die zeitaufgelösten Messwerte der Drucksensoren über den Aufnahmezeitraum gemittelt. Der aktuelle Umgebungsdruck P_{amb} wird vor dem

Versuchsdurchlauf mit dem sich im Fluidsammelvolumen befindlichen Sensor bei geschlossenem Ventil als Referenzwert gemessen und später zur Bestimmung der Druckdifferenz verwendet.

Temperatur

An den beiden Messpositionen für die Fluidtemperatur kommen jeweils ein Thermoelement mit einer Stärke von 1 mm zum Einsatz. Die eingesetzten Thermoelemente sind dabei vom Typ K. Um sicher zu gehen, dass jeweils die entsprechende Fluidtemperatur gemessen wird, und nicht etwa die Wandtemperatur, werden die Thermoelemente gerade durch die Anschlusshalterung geschoben bis sie Wandkontakt haben und anschließend wieder etwa einen halben Zentimeter zurückgezogen.

Hochgeschwindigkeitsaufnahmen

Das Spray im Bereich des Injektoraustritts wurde mit einer Hochgeschwindigkeitskamera des Typs *Photron FASTCAM Mini UX100* gegen eine Hintergrundbeleuchtung mit 10000 Bildern pro Sekunde aufgenommen. Als diffuse Lichtquelle kam eine *LEDCube*-Arbeitsleuchte des Herstellers HEDI zum Einsatz. Um den Fokuspunkt entsprechend anzupassen wird zusätzlich ein Objektiv (Bezeichnung: *NIKKOR AF 24-85mm 1:2.8-4D*) vor die Kamera montiert. Weitere Daten und Einstellungen der Kamera sind in Tabelle 4.1 aufgelistet.

Tabelle 4.1: Daten der Hochgeschwindigkeitskamera bei Tests in M3-Wasserlabor

Hersteller	Photron	
Kameratyp	FASTCAM Mini UX100	
Verschlusszeit	1/100000	s
Bildwiederholrate	10000 ¹	1/s
Auflösung	640 × 496	Pixel
Speicherformat	TIFF	
Farbtiefe	16	bit

¹ 20000 für Versuchsaufbau M3-Hof

Mikrofon

Zur Aufnahme der vom Injektor ausgehenden Geräusche wurde zudem ein Mikrofon auf den austrittsnahen Bereich in ungefähr einem Meter Abstand gerichtet. Das verwendete Mikrofon *G.R.A.S. 46AG* hat einen nominalen Frequenzbereich von 3,15 – 20000 Hz. Die Aufnahmerate des Mikrofons bei den durchgeführten Tests beträgt analog zu der der Drucksensoren 20000 Hz.

4.1.2 Aufbau im Wasserlabor des M3

Ein Großteil der im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Versuche wurde im M3-Wasserlabor realisiert. Eine schematische Darstellung des Aufbaus ist in Bild 4.2 zu sehen. Die Wasserversorgung erfolgt über einen mit Luft bedrückten Tank. Über ein sich in der Zuleitung zum Injektoraufbau befindendes Handregelventil lässt sich der Druck im Flüssigsammelvolumen des Injektors P_1 einstellen. Zusätzlich befindet sich in der Zuleitung ein Durchflussmessgerät. Der koaxiale Gasstrom erfolgt über ein weiteres Handregelventil und eine Lochblende. Druckmesspunkte sind hier jeweils vor und nach der Lochblende sowie im Gassammelvolumen des Injektorkopfes. Eine Hochgeschwindigkeitskamera nimmt den Bereich des Injektoraustritts gegen eine diffuse Hintergrundbeleuchtung auf. Zusätzlich wird über ein Mikrofon die vom Injektor verursachten Geräusche aufgenommen. Die Sensorwerte werden über ein Datenerfassungssystem DAQ (von engl.: Data Acquisition) gesammelt. Eine genauere Erläuterung der jeweiligen Messgrößen wird in Kapitel 4.1.1 gegeben. Bild 4.3 zeigt zusätzlich ein Foto des Aufbaus. Die im M3 Wasserlabor verfügbare Druckluftversorgung ist bei hohen Drücken nicht sehr stabil und kann daher maximal einen konstanten Druck stromauf der Lochblende von ca. $P_1 = 4 \text{ bar}$ liefern. Dies limitiert den für die dortigen Experimente zur Verfügung stehenden Gasmassenstrom sehr stark. Um für Versuche bei höheren Gasmassenströmen, und damit höheren Gasgeschwindigkeiten durchzuführen, wurde ein zweiter Testaufbau auf dem Hof vor dem M3-Technikum realisiert (siehe Kapitel 4.1.3).

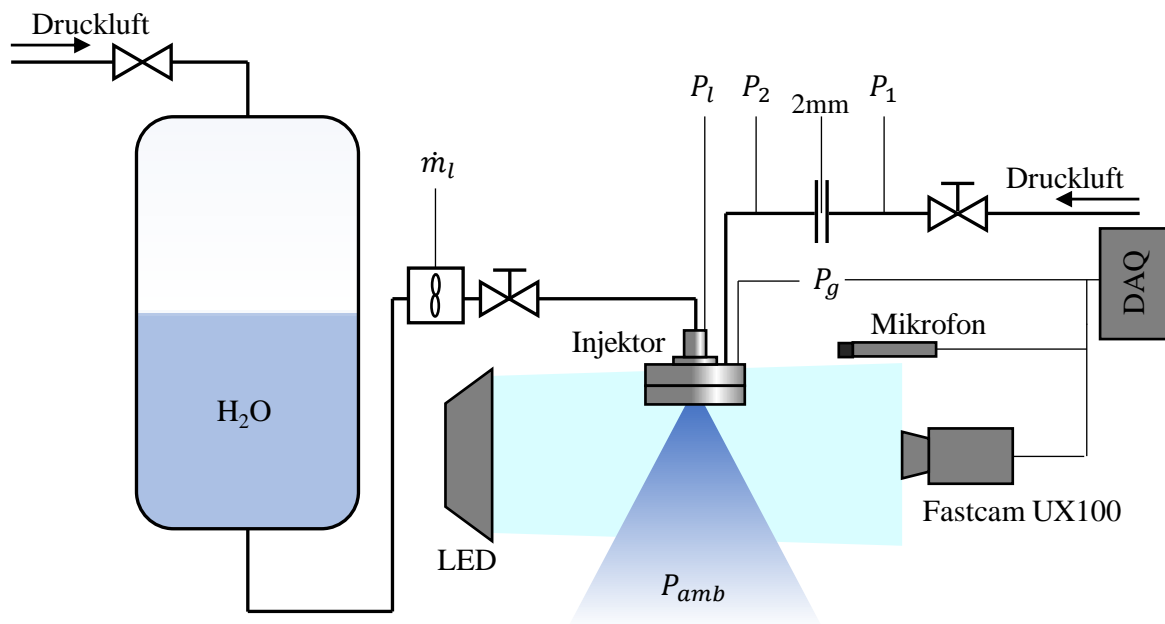


Bild 4.2: Schema des experimentellen Aufbaus im M3-Wasserlabor

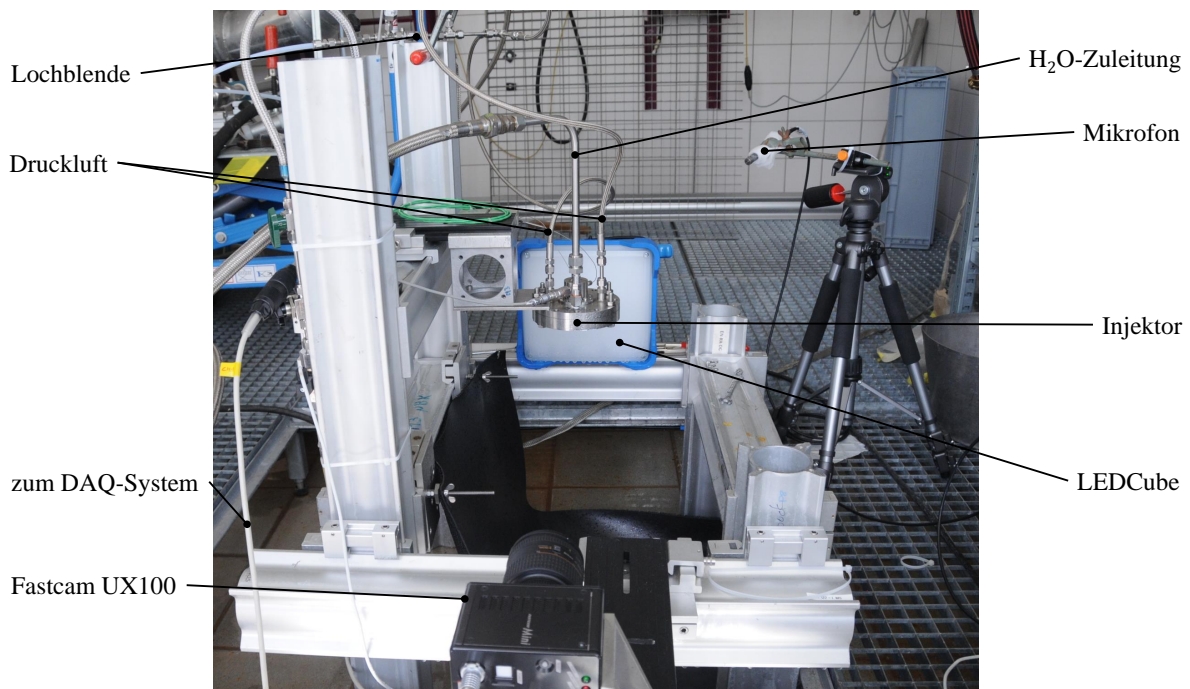


Bild 4.3: Foto des experimentellen Aufbaus im M3-Wasserlabor

4.1.3 Aufbau M3-Technikum

Um Tests mit höheren Gasdrücken und auch mit kryogenen Medien durchführen zu können, wurde ein zweiter Aufbau auf dem Hof vor dem M3-Technikum realisiert (siehe Bild 4.4). Die Wasserversorgung erfolgte hierbei aus einem Tank mit einem Fassungsvermögen von 60 Litern. Der Tank wird per angeschlossenen Schlauch aus der Wasserleitung über ein Rückschlagventil befüllt und anschließend mit Hilfe der Druckluftversorgung des Technikums auf einen Druck von maximal 8 bar bedrückt. Am Tank ist zusätzlich ein Überdruckventil mit einer Auslöseschwelle von 12 bar angebracht. Über dieses Ventil wird der Tank vor dem erneuten Befüllen wieder auf Umgebungsdruck entlastet. Zwischen dem Tank und dem Durchflussmesser befindet sich ein Filterelement welches verhindert, dass grobe Verunreinigungen aus dem zur Füllung genutzten Brauchwasser in den restlichen Aufbau gelangen. Die koaxiale Gaseinströmung erfolgte über ein Regelventil aus der Stickstoffversorgung des M3.1-Prüfstandes. Für diese Tests wird zusätzlich die Aufnahmerate der Kamera auf 20000 Bilder pro Sekunde erhöht, um hochfrequente dynamische Effekte besser erfassen zu können. Ein Nachteil der erhöhten Aufnahmerate ist ein Verlust an möglicher Auflösung. Die Bildauflösung der Aufnahmen dieser Durchläufe betragen deshalb lediglich 640 auf 224 Pixel. Die Druckmessung erfolgt hier für die Positionen P_l und P_1 über Manometer mit Analoganzeige und einem Messbereich des relativen Druckes von 0 – 10 bar.

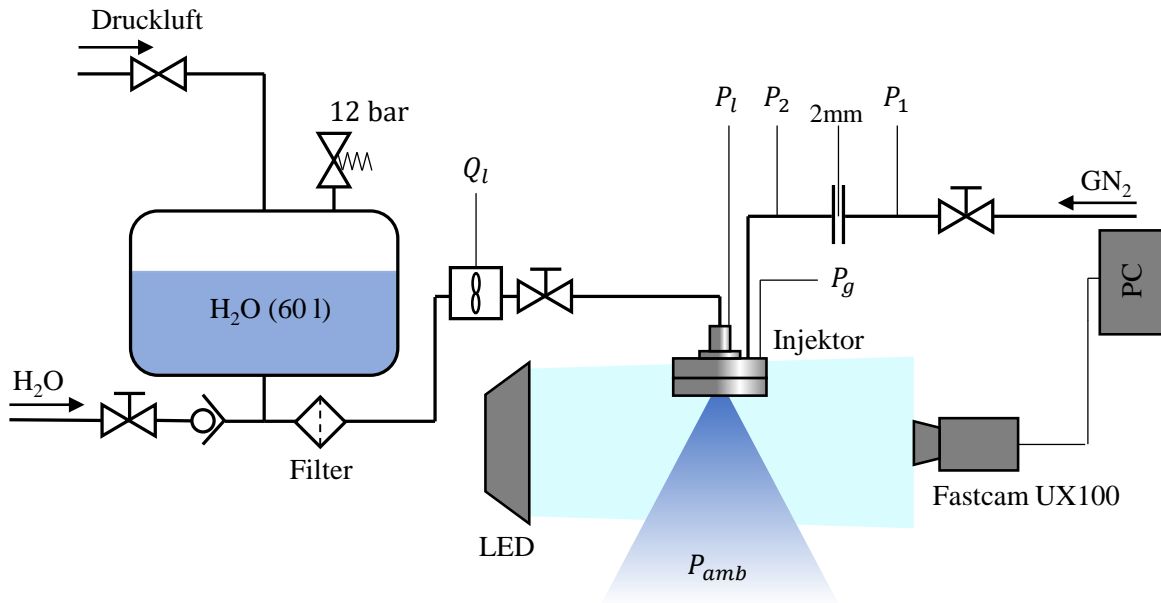


Bild 4.4: Schema des experimentellen Aufbaus auf dem Hof vor dem M3-Technikum

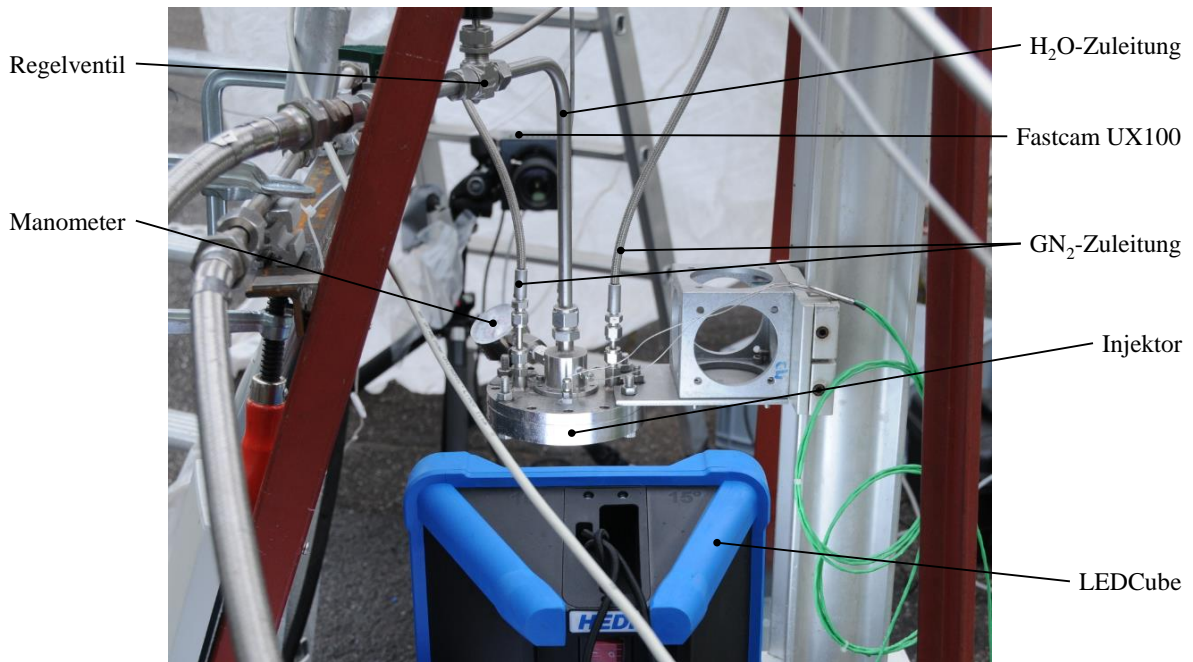


Bild 4.5: Foto des experimentellen Aufbaus auf dem Hof des M3-Technikums

4.2 Testziele und Testmatrix

Die durchgeführten Durchflusstests lassen sich im Allgemeinen in zwei Abschnitte aufgliedern: Tests ohne koaxialen Gasstrom (nur mit Wasserdurchströmung) und Tests mit koaxialem Gasstrom. Die Durchführung der Tests ohne koaxialen Gasstrom erfolgt dabei komplett im M3-Wasserlabor. Wie aus Tabelle 3.6 ersichtlich wird, sind mit den vorhandenen Elementen insgesamt neun verschiedene Injektorkonfigurationen möglich. Zunächst erfolgen die Durchflusstests für die Konfigurationen ohne Recess. Mit Hilfe der so experimentell ermittelten Spraywinkel wird die Recesslänge entsprechend gewählt, sodass sich ein kritischer Recess ($\alpha \approx \theta$) einstellt. Da in den Konfigurationen der LCSC-Injektoren mit zusätzlichem Recess der zentrale Post unverändert bleibt ist hier eine nochmalige Durchführung der Versuchspunkte ohne koaxialen Gasstrom überflüssig.

Ein zentrales Problem für die Planung der Durchflusstests ist das Erreichen von für den Betrieb der Injektoren möglichst repräsentativen Bedingungen. Tabelle 4.2 gibt einen Überblick über die Stoffeigenschaften der Treibstoffkomponenten im stationären Betriebspunkt ($P = 100 \text{ bar}$, $T_{LOX} = 95 \text{ K}$, $T_{CH_4} = 230 \text{ K}$) verglichen mit den für die Durchflusstests verwendeten Medien bei atmosphärischen Bedingungen ($P = 1 \text{ bar}$, $T = 293 \text{ K}$).

Tabelle 4.2: Eigenschaften der Testmedien unter Umweltbedingungen verglichen mit den Betriebsmedien

	LOX	CH ₄	Wasser	Luft	N ₂
P [bar]	100	100	1	1	1
T [K]	95	230	293	293	293
ρ [kg/m ³]	1141	152,2	998	1,1894	1,1508
μ [mPa · s]	0,186	0,0164	1,303	0,018	0,0176
σ [mN/m]	— ¹	—	0,072	—	—

¹ σ nicht definiert im überkritischen Zustand

Die Dichte des Wassers ähnelt der von LOX, jedoch ist die dynamische Viskosität von Wasser um etwa das siebenfache größer. Das Angleichen der oft als Ähnlichkeitsparameter verwendeten Reynoldszahl ist demnach nicht ohne weiteres möglich. Dies würde zum Erreichen der so geforderten Strömungsgeschwindigkeiten große Wassermassenströme und damit Druckverluste bedeuten, was aufgrund von Kavitationseffekten bei Versuchen ohne ausreichenden Rückdruck unmöglich wäre. Eine ähnliche Problematik ergibt sich für die Weberzahl We_l der Flüssigkeit: Die verglichen mit LOX um etwa fünfmal höhere Oberflächenspannung am Übergang zwischen Wasser und Luft bzw. N₂ gibt ebenfalls unerreichbare Strömungsgeschwindigkeiten vor. Zudem ist hier zu beachten, dass für LOX im stationären Betriebspunkt überkritische Bedingungen herrschen ($P_{crLOX} = 50,47 \text{ bar} < P_{CC}$), wodurch die Oberflächenspannung nicht definiert ist. Beim Betrachten der Gasseite fällt auf, dass die Testmedien eine um zwei Größenordnungen kleinere Dichte aufweisen, welche analog zur Flüssigseite unrealistische Gasgeschwindigkeiten erfordern würde. Auch für Methan herrschen im Betriebspunkt überkritische Bedingungen ($P_{crCH_4} = 45,9 \text{ bar}$, $T_{crCH_4} = 190,5 \text{ K}$).

Deshalb wird häufig Impulsstromverhältnis J als Vergleichsparameter zwischen Durchflusstests und Versuchen unter Realbedingungen herangezogen. J ist dabei definiert als der Quotient der Impulsstromdichten ρV^2 von Oxidator (flüssig) und Brennstoff (gasförmig):

$$J = \frac{\rho_g V_g^2}{\rho_l V_l^2} \quad (4.6)$$

Für den Fall eines Swirl-Injektors wird dabei die axiale Strömungsgeschwindigkeit zur Berechnung von J eingesetzt, daher wird J hier auch als *axiales* Impulsstromverhältnis bezeichnet. So kann bei den Durchflusstests unter Umgebungsbedingungen ein mit den Betriebsbedingungen vergleichbares J erreicht werden, obwohl die einzelnen Impulsstromdichten aufgrund des Dichte- und Viskositätsunterschieds der Testmedien selbst nicht erreichbar sind. Tabelle 4.3 gibt eine Übersicht über die geplanten und durchgeführten Durchflusstests.

Tabelle 4.3: Übergeordnete Testmatrix der durchgeführten Versuche (×: Tests durchgeführt, –: keine Tests durchgeführt)

Typ (Länge)	LCSC ($L/D = 10$)				LCSC ($L/D = 5,5$)				Scher ($L/D = 13$)
Post	A1		B1		A2		B2		C
Konfig.	A1	A1R	B1	B1R	A2	A2R	B2	B2R	C
Wasser	×	–	×	–	×	–	×	–	×
Wasser+Gas	×	×	×	×	×	×	×	×	×

4.2.1 Versuchsziele

Die ersten Versuchsdurchläufe ohne coaxialen Gasstrom dienen zur allgemeinen Vermutung und Charakterisierung der verwendeten Injektoren. Dazu zählen die Bestimmung der Durchflusskoeffizienten C_d aus anliegendem Massenstrom und Druckverlust sowie die Ermittlung des zugehörigen Spraywinkels. Die so gesammelten Ergebnisse werden anschließend mit den theoretischen Auslegungswerten verglichen. Ziel der Versuche mit coaxialer Gaseinströmung ist die Untersuchung des Spraybildes der Swirl-Injektoren und des Scher-Injektors bei verschiedenen Werten von J . Ein Ziel der Versuche mit den LCSC-Injektoren ist ebenfalls das Erreichen eines instabilen Zerstäubungszustandes, der sogenannten *Self-Pulsation* (siehe Kapitel 2.2.5). Hierbei sind besonders die Grenzen dieses instabilen Zustandes, beziehungsweise die Auswirkungen der geometrischen Unterschiede der Injektoren auf diese, von Interesse.

4.2.2 Versuchsablauf

Bei den Wassertests ohne Gasstrom wird der im Flüssigsammelvolumen anliegende statische Druck P_l schrittweise zwischen 1 bar und 5 bar gesteigert. Bei jedem Druckniveau werden nach Erreichen eines stationären Strömungszustandes die jeweiligen Messgrößen sowie das Spraybild aufgezeichnet. Da im niedrigen Druckverlustbereich stärkere Veränderungen im Spraybild auftreten wird hier die Schrittweite kleiner gewählt. Insgesamt ergeben sich so 11 Datenpunkte für jeden getesteten Injektor. Für die Tests mit coaxialem Gasstrom werden dabei für jede der Konfigurationen jeweils drei Gasmassenströme bei

konstantem P_l (2,0 bar, 3,5 bar und 5,0 bar) eingestellt. Damit ergibt sich ein Feld aus neun Datenpunkten für jede Konfiguration. Eine Ausnahme bilden die Injektoren, bei welchen ein pulsierendes Verhalten nachgewiesen werden konnte. Hier wird zusätzlich die Dichte an Datenpunkten durch Hinzufügen weiterer P_l -Niveaus erhöht, zudem werden die Grenzen dieses Verhaltens in gesonderten Versuchen bestimmt. Im Rahmen dieser Arbeit sind so insgesamt 209 Tests durchgeführt worden. Die Massenströme der einzelnen Testdurchläufe variierten dabei von $\dot{m}_l = 0,032 - 0,218 \text{ kg/s}$ für die Flüssigseite sowie $\dot{m}_g = 0,001 - 0,0048 \text{ kg/s}$ für die Gasseite. Der Druckverlust der Flüssigseite befindet sich dabei im Bereich von 0,1 bis 4,1 bar. Bild 4.6 und Bild 4.7 zeigen Fotos des Injektorkopfes während den Durchflusstests ohne und mit koaxialem Gasstrom im Wasserlabor und auf dem Hof des M3-Technikums.

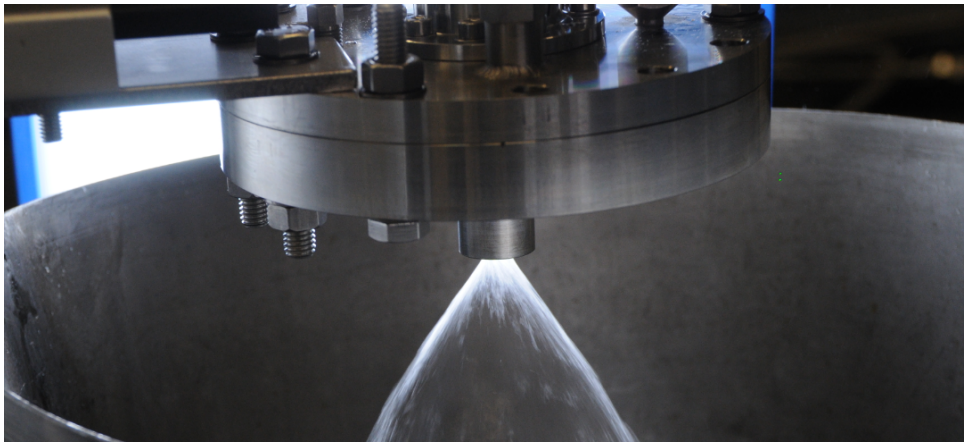


Bild 4.6: Durchflusstest im Wasserlabor des M3 ohne koaxialen Gasstrom bei $\Delta P_l \approx 1 \text{ bar}$ (Injektor A1)

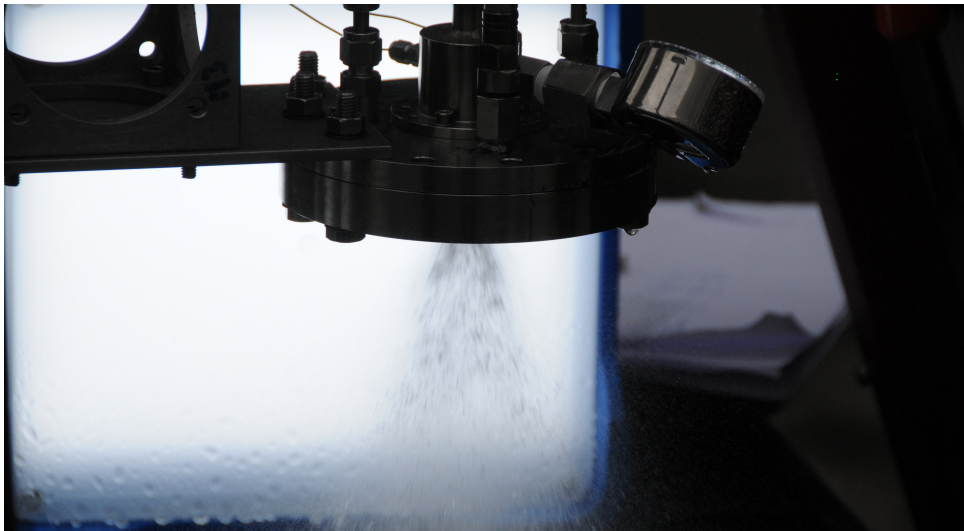


Bild 4.7: Durchflusstest im Hof des M3 Technikums mit koaxialem Gasstrom bei $\Delta P_l \approx 1 \text{ bar}$, $\Delta P_g \approx 1 \text{ bar}$ (Injektor A2R)

5 Experimentelle Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die bei den Versuchen erlangten Daten ausgewertet und präsentiert. Die Auswertung der Messdaten erfolgt dabei in MATLAB R2019a [48] sowie in Microsoft Excel.

5.1 Durchflusstests ohne koaxialen Gasstrom

Um die grundlegenden Eigenschaften der gefertigten Injektorelemente (z.B. Durchflusskoeffizient und Spraywinkel) zu ermitteln und diese mit den theoretisch ausgelegten Werten zu vergleichen, wurden zunächst Durchflusstests nur mit Wasser, d.h. ohne koaxialen Gasstrom, durchgeführt.

5.1.1 Durchflusskoeffizient

Aus dem mit dem Durchflussmesser und der Dichte des Wassers bestimmten realen Massenstrom \dot{m}_l sowie dem anliegenden Druckverlust der Flüssigseite ΔP_l wird für jeden Versuchsdurchlauf der Durchflusskoeffizient C_d mit Gleichung (2.6) bestimmt. Bild 5.1 zeigt die experimentell bestimmten Werte von C_d für die beiden unterschiedlichen Swirl-Injektortypen A (a) und B (b) und deren verschiedenen Längen A1/A2 beziehungsweise B1/B2. Es ist deutlich zu erkennen, dass C_d nach anfänglichem Abfallen ab einem bestimmten Druckverlust, sobald sich eine voll turbulente Strömung im Injektorpost ausbildet, konstant bleibt.

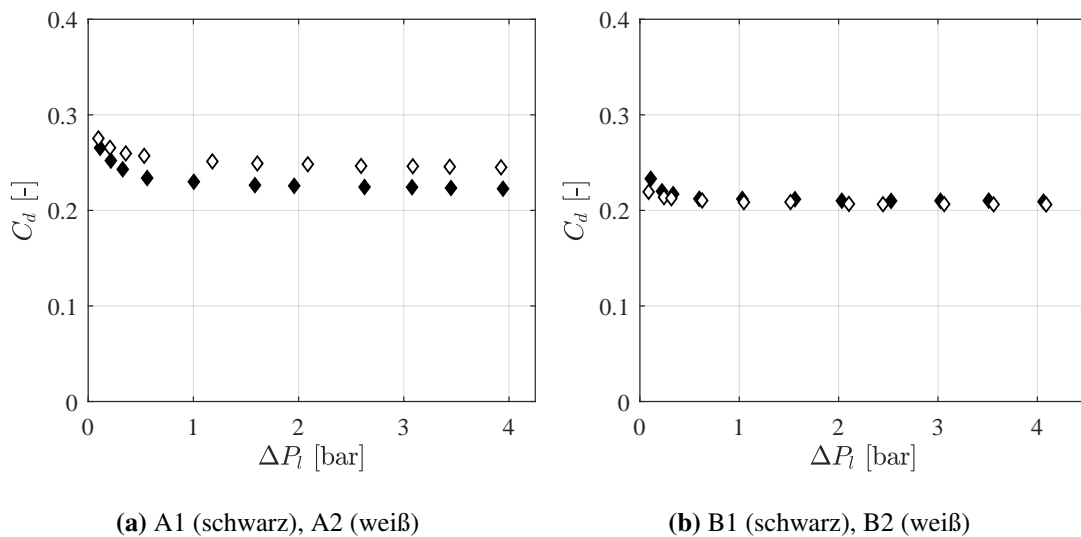


Bild 5.1: Experimentelle Durchflusskoeffizienten C_d der beiden Swirl-Injektortypen A (a) und B (b) unterschiedlicher Länge in Abhängigkeit des flüssigen Druckverlusts ΔP_l

Die mittleren Durchflusskoeffizienten im turbulenten Strömungsbereich sind zusammen mit den theoretischen Werten in Tabelle 5.1 aufgelistet. In allen vier Fällen wird C_d von der Theorie des maximalen Durchflusses (MF) aus Gleichung (2.10) wie erwartet deutlich überschätzt. Ein verringerter Wert von C_d für die *open-end*-Injektoren B wird sowohl von allen theoretischen Zusammenhängen vorhergesagt

als auch im Experiment bestätigt. Erwähnenswert ist hierbei der signifikante Unterschied von C_d nach der Theorie von Hong [27] aus Gleichung (2.24) für die verschiedenen Typen A und B. Während Hong für den *closed-end*-Injektor noch hinreichend genaue Vorhersagen trifft, versagt die Theorie für den *open-end*-Injektor, dessen C_d -Wert deutlich unterschätzt wird. Der Injektor A1 weist einen höheren C_d auf als sein kürzeres Äquivalent A2. Für den Injektortyp B hingegen ist der Unterschied der beiden Längen B1 und B2 deutlich geringer. C_d des längeren Posts B1 ist hier sogar etwas höher. Diese Unterschiede sind aller Wahrscheinlichkeit nach auf fertigungsbedingte Variationen und Toleranzen der geometrischen Dimensionen, Oberflächenbeschaffenheiten und auch Kantengüte zurückzuführen. Aufgrund der kleinen Stückzahl der eingesetzten Elemente, lassen sich diese Einflüsse nicht genau quantifizieren, eine Aussage über die Auswirkungen der Designphilosophien A und B auf C_d ist in diesem Fall daher schwer möglich. Die im Experiment bestimmten Durchflusskoeffizienten werden in allen Konfigurationen am besten von Gleichung (2.26) nach Fu et al. [28] mit einer relativen Abweichung von maximal 8,57 % vorhergesagt.

Tabelle 5.1: Mittlere experimentelle Durchflusskoeffizienten C_d der Swirl-Injektortypen verglichen mit theoretischen Werten und jeweiliger relativer Abweichung ε in %.

Typ	Exp.	MF [18]	ε	Suyari [26]	ε	Hong [27]	ε	Fu [28]	ε
A1	0,2253	0,2801	+24,3	0,2626	+16,6	0,2377	+5,50	0,2262	+0,39
A2	0,2474	0,2801	+13,2	0,2626	+6,14	0,2377	-3,92	0,2262	-8,57
B1	0,2113	0,2742	+29,8	0,2491	+17,9	0,1485	-29,7	0,2200	+4,12
B2	0,2081	0,2742	+31,8	0,2491	+19,7	0,1485	-28,6	0,2200	+5,71

Die ermittelten Werte von C_d für den eingesetzten Scher Injektor (Typ C) über den Druckverlust der Flüssigseite sind in Bild 5.2 dargestellt. C_d befindet sich hier, wie erwartet, zu Beginn bei kleinem ΔP_l im Bereich von ca. 0,6. Mit steigendem ΔP_l verringert sich C_d jedoch weiter für diesen Injektortyp, d.h. es kommt zu einer Durchflussbegrenzung innerhalb des Scher-Injektorposts. Zu erklären ist diese Durchflussbegrenzung mit dem Auftreten von Kavitation an den radialen Einlassöffnungen des Injektors. Ein Kriterium zur Abschätzung der Auftretswahrscheinlichkeit und Stärke von Kavitationseffekten an plötzlichen Querschnittsverengungen ist der sogenannte Kavitationsindex σ [49]. Dieser ist im Allgemeinen für die gegebenen Injektoren definiert als

$$\sigma = \frac{P_l - P_v}{\Delta P_l} \approx \frac{P_l}{P_l - P_{amb}} \quad (5.1)$$

mit dem entsprechenden Dampfdruck des eingesetzten Mediums P_v . Für Wasser bei einer Einsatztemperatur von $T = 295 \text{ K}$ ergibt sich so ein Dampfdruck von $P_v = 0,026 \text{ bar}$, welcher im Vergleich zum Druck P_l stromauf des Injektors vernachlässigbar ist. Gilt im Anwendungsfall $\sigma \geq 2$, treten in der Regel keine signifikanten Kavitationseffekte auf [49]. Das bedeutet für den hier betrachteten Fall, dass ab einem Druckverlust von mehr als $\Delta P_l = 1 \text{ bar}$, bzw. einem anliegenden Injektordruck von mehr als $P_l = 2 \text{ bar}$, mit Kavitation zu rechnen ist. Bild 5.2 (b) bestätigt diese Annahme.

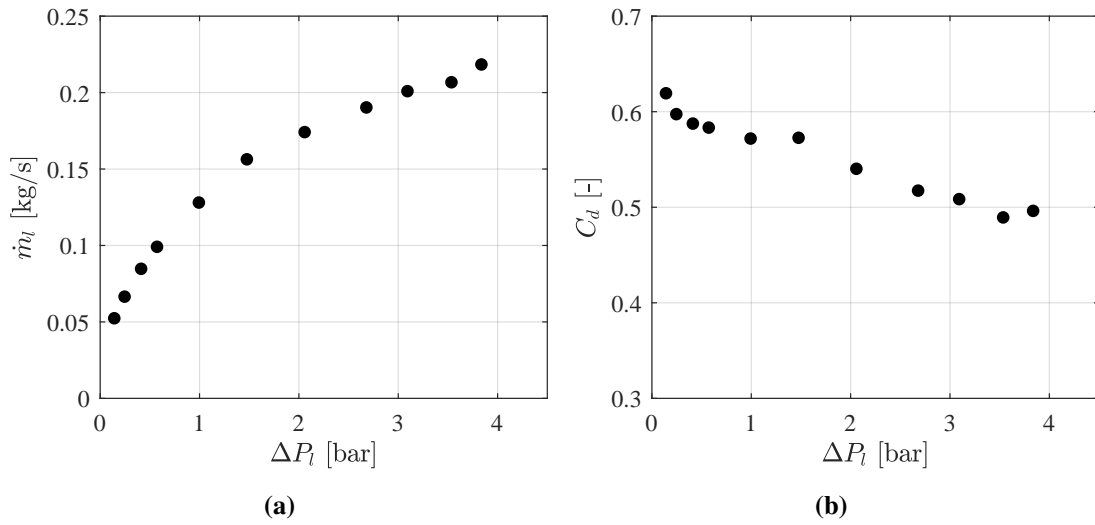


Bild 5.2: Experimentell bestimmter Massenstrom \dot{m}_l (a) und Durchflusskoeffizient C_d (b) des Scher-Injektors (Typ C) in Abhängigkeit des flüssigen Druckverlusts ΔP_l

Gleichung (5.1) veranschaulicht einen Nachteil bei Durchflusstests von Injektoren in atmosphärischen Bedingungen ohne zusätzlichen Rückdruck. Im Betriebsfall wird das Medium gegen den Brennkammerdruck anstatt dem Umgebungsdruck expandiert. Bei gleichem Druckverlust bleibt so, aufgrund von $P_{CC} \gg P_{amb}$, der Kavitationsindex deutlich kleiner. Die im Auslegungsfall vorliegenden Druckverluste lassen sich somit hier nicht ohne Einflüsse von Kavitation und Durchflussbegrenzung realisieren.

Das σ -Kriterium ist jedoch nur zuverlässig anwendbar für unmittelbare Querschnittsveränderungen der Strömungsfläche, also einem plötzlichen Druckverlust. Im Falle der Swirl-Injektoren A und B in Bild 5.1 setzt sich ΔP_l jedoch aus verschiedenen Anteilen zusammen. Diese Anteile beinhalten insbesondere den Druckverlust der tang. Einlässe ΔP_p , den Druckverlust in der Vortexkammer ΔP_s durch die Vergrößerung der Strömungsgeschwindigkeit und die daraus resultierende Verringerung Schichtdicke h sowie den weiteren Verlusten ΔP_N in der Düse selbst. Dabei tritt im Gegensatz zum Scher-Injektor der geringste Strömungsquerschnitt erst innerhalb der Düse auf. Dieser kontinuierliche Druckverlust im Falle der Injektoren A und B verhindert das Auftreten von signifikanten Kavitationseffekten im betrachteten Druckbereich, da vermutlich an keinem lokalen Punkt innerhalb des Injektorposts $\sigma > 2$ vorliegt.

5.1.2 Spraywinkel

Die Messung des Spraywinkels erfolgt automatisiert aus den Aufnahmen der Hochgeschwindigkeitskamera. Da die eingesetzte diffuse Lichtquelle der Hintergrundbeleuchtung direkt aus dem Stromnetz gespeist wird, weisen alle Aufnahmen zunächst eine periodische Helligkeitsvariation des Hintergrunds mit einer Frequenz von 50 Hz auf. Dieses aus der anliegenden Wechselspannung resultierende „Flackern“ kann durch Gammaanpassung der einzelnen Bilder mittels einer MATLAB-Funktion korrigiert werden. Danach werden die einzelnen Bilder einer Aufnahme mit Hilfe eines weiteren MATLAB-Skriptes über eine bestimmte Anzahl an Bildern gemittelt. Im gemittelten Bild wird der Spraykegel innerhalb eines festgelegten Bildausschnitts, der ROI (von engl.: region of interest), als Gebiet verringerter Lichtintensität unterhalb eines Schwellwerts detektiert. An die Pixel, die so jeweils als linke und rechte Grenze des

Kegels definiert werden, wird eine Gerade nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate angepasst. Die Winkelbestimmung erfolgt anschließend separat aus den Steigungen der beiden Geraden an der linken und rechten Seite, um auch Symmetrieabweichungen zu berücksichtigen. Der halbe Spraywinkel α ergibt sich schließlich aus dem arithmetischen Mittel der beiden Winkel. Die ROI wurde dabei so eingestellt, dass sich für die einzelnen Aufnahmen jeweils der maximale Winkel im injektoraustrittsnahen Bereich (vor dem primären Zerfall des Films) ergibt. Ein Beispiel für eine gemittelte Aufnahme im Vergleich zu einer instantanen Momentaufnahme ist in Bild 5.3 dargestellt. Die sichtbaren Zonen des primären und sekundären Zerfalls des Flüssigkeitsfilms sind zusätzlich in der Momentaufnahme (Bild 5.3(a)) durch die horizontalen Linien markiert. Der zusammenhängende Flüssigkeitsfilm wird dabei mit steigender Entfernung zum Injektoraustritt aufgrund der größer werdenden Oberfläche dünner, bis er an lokalen Stellen nicht mehr durch seine Oberflächenspannung zusammengehalten werden kann und darauf in längliche Ligamente zerfällt. Dies bezeichnet man als primären Zerfall (1). Die Ligamente zerfallen im weiteren Verlauf aufgrund von durch die unbewegte Umgebungsluft auftretende Scherkräfte in kleine Tropfen, was als sekundärer Zerfall bezeichnet wird.

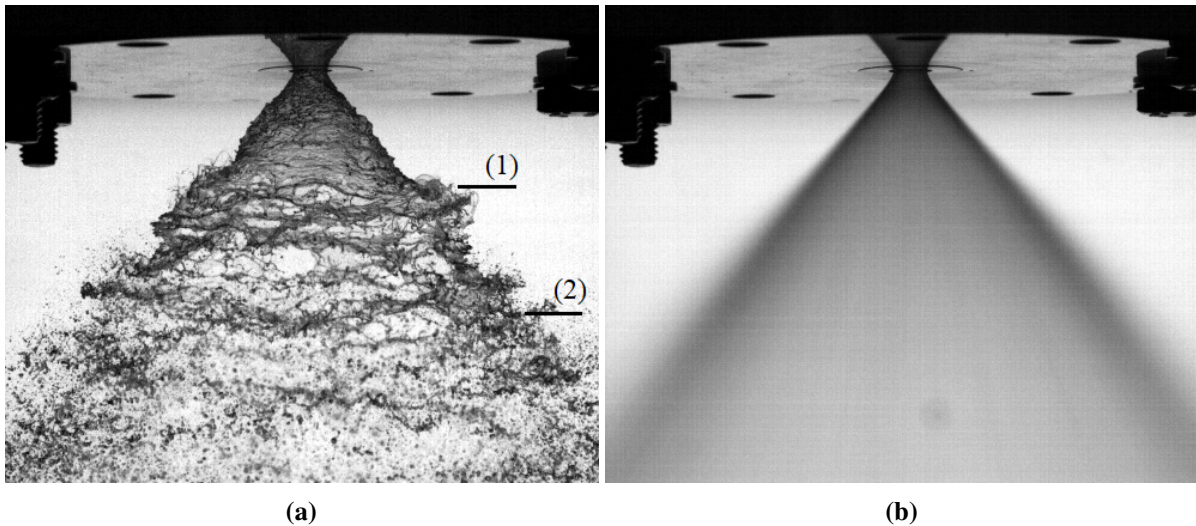


Bild 5.3: Augenblickliche Momentaufnahme des Spraykegels (a) mit den primären (1) und sekundären (2) Zerfallszonen verglichen mit über 2000 Bilder gemittelter Aufnahme (b) (Injektor A2 mit $\Delta P_l = 3,925$ bar)

Bild 5.4 zeigt exemplarisch den detektierten Spraywinkel einer Aufnahme für eine unterschiedliche Anzahl gemittelter Bilder. Aus Bild 5.4 wird ersichtlich, dass die Anzahl der Bilder über die zur Winkelbestimmung gemittelt wird nur minimale Auswirkungen auf den gemessenen Wert von α hat. Die Verwendung von weniger Bildern kann die benötigte Rechenzeit pro Aufnahme deutlich reduzieren. Aus diesem Grund wurden in der Regel zur Bestimmung von α ein aus 500 Aufnahmen gemittelttes Bild verwendet.

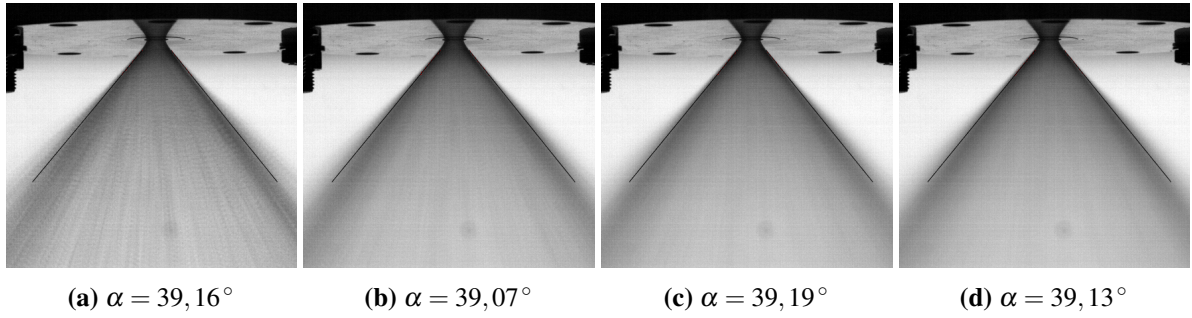


Bild 5.4: Vergleich des detektierten Spraywinkels für 100 (a), 500 (b), 1000 (c) und 2000 (d) gemittelte Bilder (Injektor A2 mit $\Delta P_l = 3,925$ bar)

Die gemittelten Bilder des Spraykegels für unterschiedliche Druckverluste werden in Bild 5.5 gezeigt. In diesen Aufnahmen ist zu erkennen, dass mit steigendem Druckverlust die Kanten des Spraykegels unschärfer werden. Dies hängt mit den sich für größere Strömungsgeschwindigkeiten stärker ausbildenden Oberflächenwellen (vgl. Bild 5.3(a)) und der damit verbundenen Veränderung des Zerfallsverhaltens des Flüssigfilms zusammen, wodurch Tröpfchen aus der kegelförmigen Struktur in radialer Richtung ausgeworfen werden.

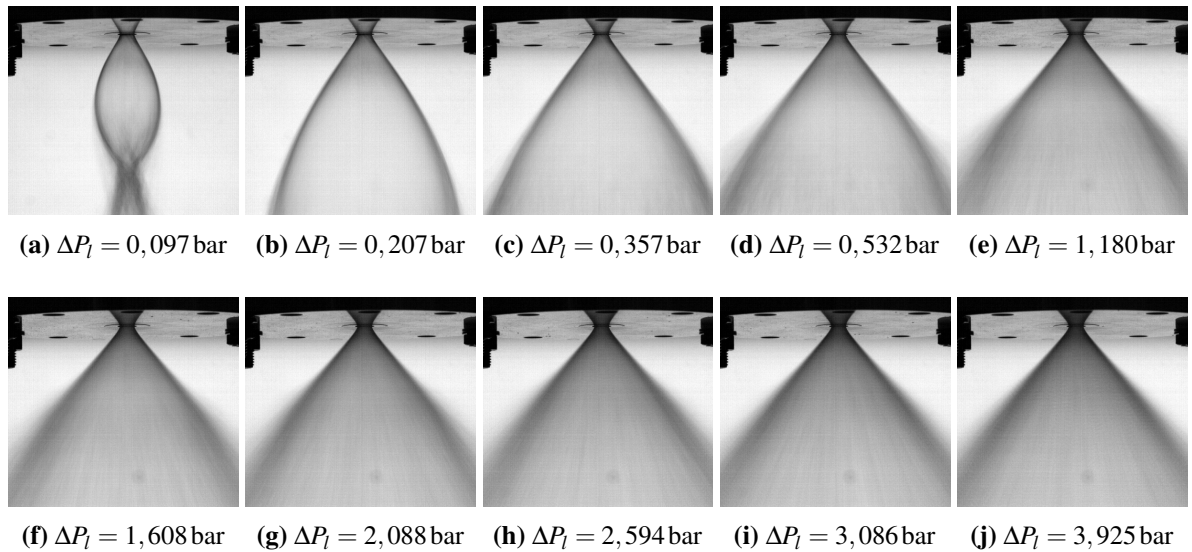


Bild 5.5: Vergleich der gemittelten Hochgeschwindigkeitsaufnahmen des Spraykegels für verschiedene Injektordruckverluste ΔP_l (Injektortyp A2)

Bild 5.6(a) und Bild 5.6(b) zeigen die experimentell ermittelten Werte von α über ΔP_l verglichen mit den theoretischen Spraywinkeln für die Annahme eines nichtviskosen sowie eines viskosen Fluids, jeweils dargestellt durch die durchgezogene beziehungsweise gestrichelte Linie, unter Verwendung des kalibrierten Wertes für C_d , sowie den Ergebnissen des empirischen Zusammenhangs von Rizk und Lefebvre aus Gleichung (2.30). Die Werte für α des *open-end*-Injektors B sind analog dazu in Bild 5.6(c), bzw. Bild 5.6(d) aufgetragen, verglichen mit der nichtviskosen und viskosen Auslegungstheorie sowie mit den Ergebnissen aus Gleichung (2.30).

Aus Bild 5.6 wird deutlich, dass sich α ab einem Druckverlust von etwa 1,5 bar nicht mehr signifikant verändert, sondern asymptotisch gegen einen konstanten Grenzwert strebt. Die kürzeren Injektoren A2 und B2 weisen dabei ein jeweils größeres α verglichen mit ihren längeren Gegenstücken A1 und B1 auf. Das deckt sich mit den Erwartungen aus Kapitel 2.2.2, da für eine längere Düse die viskosen Verluste des fließenden Mediums entsprechend größer werden. Dies impliziert zudem eine kleinere Filmdicke h und damit eine geringere Durchgangsfülle ϕ für A2 und B2. Diese Abhängigkeit ist bereits historisch beobachtet worden [20, 22] und wird auch ersichtlich aus dem von Kim et al. [23] hergeleiteten Zusammenhang in Gleichung (2.29). Die gemessenen Werte von α lassen sich bei bekanntem C_d für größere ΔP_l gut mit der viskosen Auslegungstheorie vorhersagen. Für sehr niedrige Druckverluste überschätzt die viskose Auslegungstheorie jedoch den erwarteten Spraywinkel. Dies kann mit der dort für die Verlustkoeffizienten getroffenen Annahme (Gleichung (2.17)) einer turbulenten Strömung zusammenhängen, welche für sehr niedrige ΔP_l nicht mehr gegeben ist.

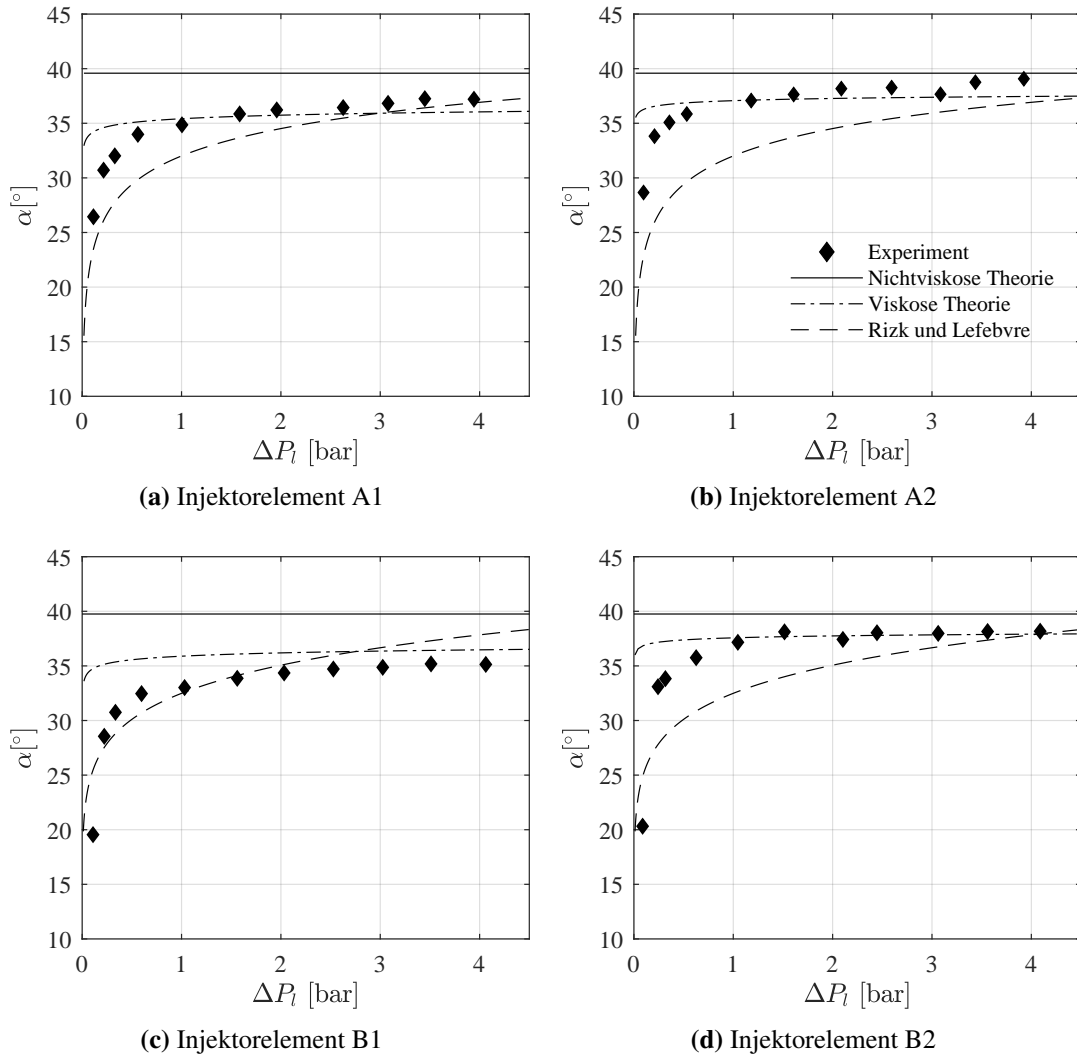


Bild 5.6: Experimentell bestimmte Spraywinkel α der Swirl-Injektoren in Abhängigkeit von ΔP_l verglichen mit analytischen und empirischen theoretischen Auslegungswerten

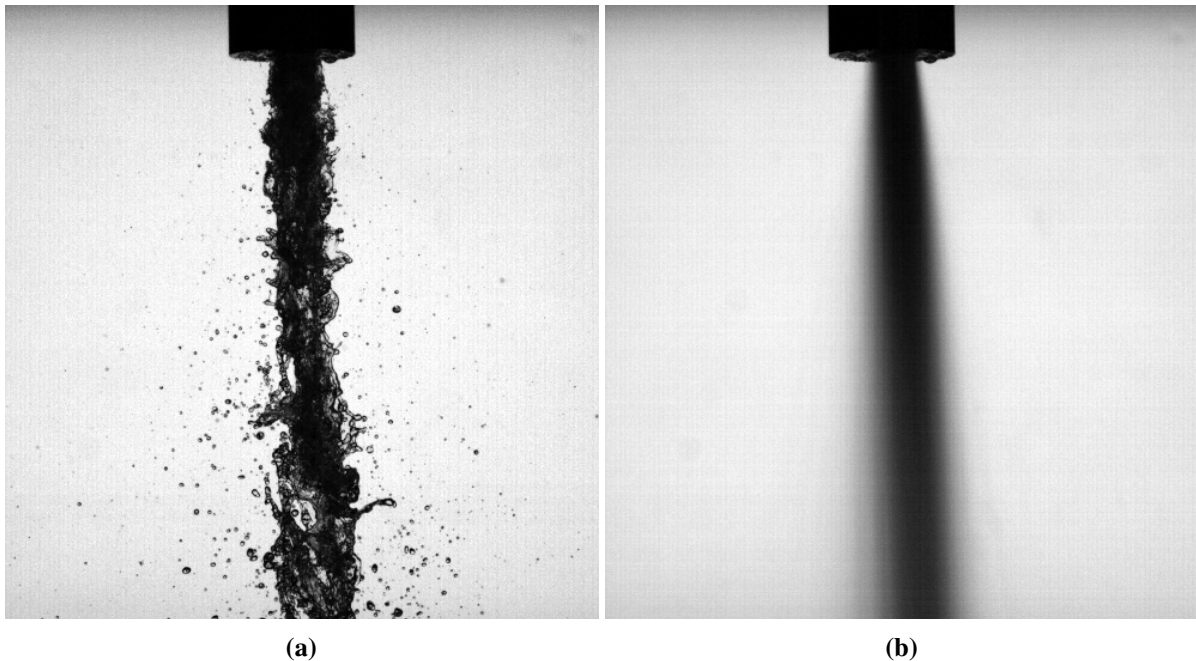
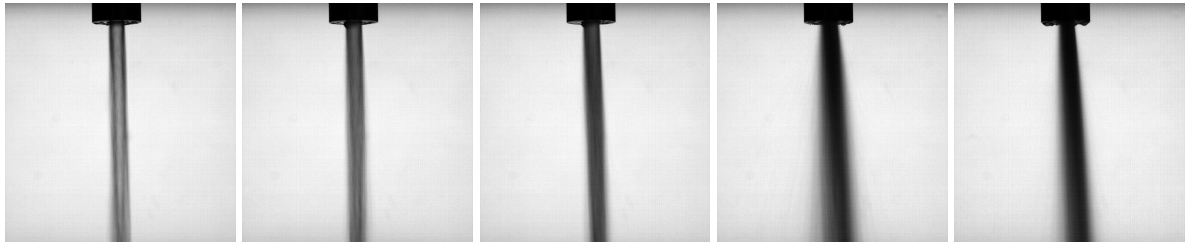


Bild 5.7: Augenblickliche Momentaufnahme des Wasserstrahls (a) verglichen mit aus 2000 Bildern gemittelter Aufnahme (b) (Injektor C mit $\Delta P_l = 2,679 \text{ bar}$)

5.1.3 Scher-Injektor

In Bild 5.7 ist analog zum vorherigen Abschnitt ein Augenblickliche Momentaufnahme mit dem zugehörigen aus 2000 Bildern gemittelten Bild. Aus Bild 5.7 wird ersichtlich, dass sich, im Gegensatz zu den Swirl-Injektoren, bei den Wassertests ohne coaxialen Gasstrom des Scher-Injektors C kein Hohlkegel ausbildet. So ist im betrachteten austrittsnahen Bereich auch kein vergleichbarer Zerfall des Strahles zu erkennen. Stattdessen bleibt der Strahl massiv, und weist über den betrachteten Bereich von ΔP_l keine signifikante Änderung des Spray- bzw. hier (halben) Strahlwinkels α auf. Jedoch kann eine deutliche Ablenkung des Strahls auf die vom Beobachter aus rechte Seite festgestellt werden, welche mit steigendem Druckverlust an Stärke zunimmt. Ursachen für diese Ablenkung sind aller Wahrscheinlichkeit nach Fertigungsungenauigkeiten zum Beispiel beim Durchmesser der vier radialen Einlässe oder der Zentralbohrung des Posts selbst. Dazu zählen auch Abweichungen der Oberflächen- und Kantengüte innerhalb des Injektors welche unter anderem auch zu lokalen Epizentren für Kavitationseffekte werden können. Bild 5.9(a) zeigt den ermittelten halben Spraywinkel α über den anliegenden Druckverlust. Die Differenz des jeweils linken und rechten Strahlwinkels $\Delta\alpha$ ist als Maß für die Strahlablenkung analog in Bild 5.9(b) dargestellt. Bild 5.8 zeigt zusätzlich die gemittelten Bilder für verschiedene Druckverlustniveaus. Auch hier ist die sich mit steigendem ΔP_l vergrößernde Ablenkung sowie „Auffächerung“ des Strahls auszumachen.



(a) $\Delta P_l = 0,246$ bar (b) $\Delta P_l = 0,572$ bar (c) $\Delta P_l = 0,993$ bar (d) $\Delta P_l = 2,679$ bar (e) $\Delta P_l = 3,837$ bar

Bild 5.8: Gemittelte Bilder des Scher-Injektors (Typ C) bei unterschiedlichen Druckverlustniveaus ΔP_l

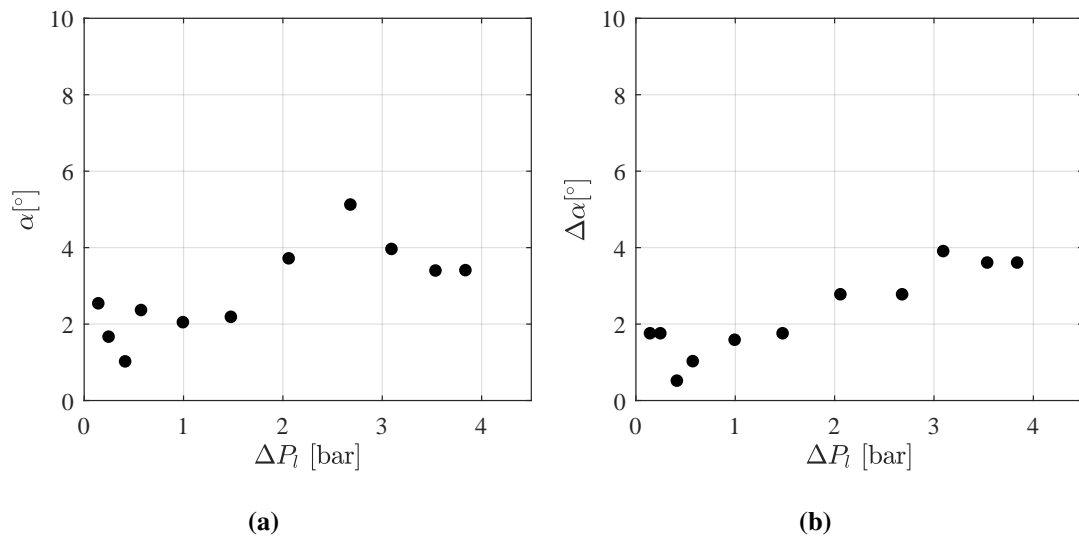


Bild 5.9: Experimentell bestimmter halber Strahlöffnungswinkel α des Scher-Injektors C (a) und Strahl-
blenkungswinkel $\Delta \alpha$ (b) in Abhängigkeit von ΔP_l

5.2 Durchflusstests mit koaxialem Gasstrom

Bei den in diesem Kapitel behandelten Versuchen wurde zusätzlich zum Wasser Druckluft bzw. gasförmiger Stickstoff über den koaxialen Gasspalt mit variierenden Strömungsgeschwindigkeiten eingeleitet. Die Bildserie in Bild 5.10 zeigt das sich bei konstantem \dot{m}_l ausbildende Spray für unterschiedliche Impulsstromverhältnisse J . Klar zu erkennen ist der verringerte Spraywinkel, sowie die deutliche Reduzierung der primären und sekundären Zerfallslänge für höhere Werte von J .

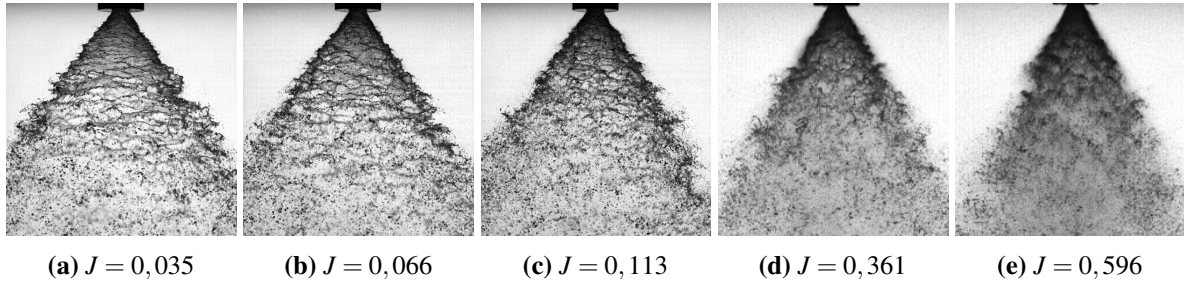


Bild 5.10: Vergleich des Spraybilds des Swirl-Injektors für unterschiedliche Impulsstromverhältnisse J bei konstantem \dot{m}_l (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,186 \text{ kg/s}$).

Bild 5.11 zeigt Momentaufnahmen für verschiedene Impulsstromverhältnisse des Scher-Injektors. Auffällig ist, dass die zuvor beobachtete Strahlablenkung bei den Versuchen mit koaxialen Gasstrom selbst für kleine J praktisch verschwindet. Bei niedrigen Impulsstromverhältnissen ist zudem eine asymmetrische, pulsierende Strahlstruktur zu erkennen, welche mit zunehmendem Gasstrom schwächer wird. Auch im Falle des Injektors C wird die Zerstäubungslänge kleiner, wenn J erhöht wird. Um ähnliche Zerstäubungslängen zu den LCSC-Injektoren zu erhalten, sind jedoch im Vergleich größere Werte von J notwendig. Da der Scher-Injektor über einen sogenannten Taper zur Reduzierung der Strömungsgeschwindigkeit des LOX verfügt, wird hier V_l mit der stromab der divergenten Tapersektion vergrößerten Austrittsfläche bestimmt ($R_{out} = 3,15 \text{ mm}$ anstatt $R_N = 2,25 \text{ mm}$, damit $A_{out} = 31,17 \text{ mm}^2$).

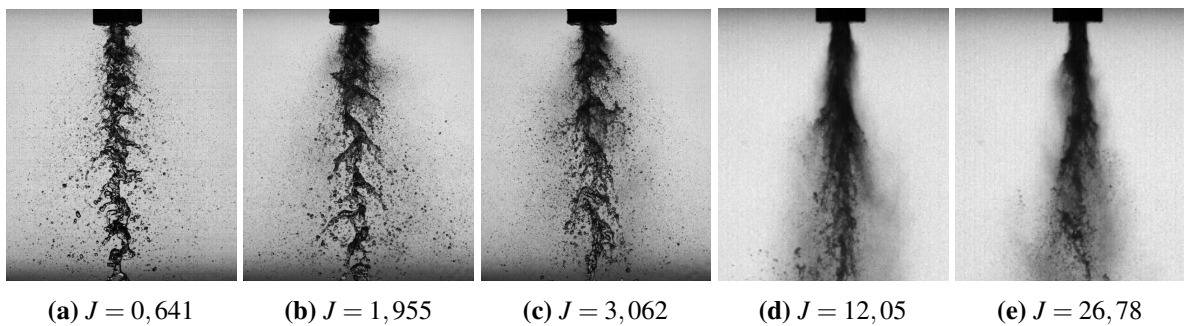


Bild 5.11: Vergleich des Spraybilds des Swirl-Injektors für unterschiedliche Impulsstromverhältnisse J bei konstantem \dot{m}_l (Injektor C, $\dot{m}_l = 0,097 \text{ kg/s}$).

5.2.1 Spraywinkel

Im folgenden Abschnitt wird der Einfluss des koaxialen Gasstroms auf den Spraywinkel der LCSC-Injektoren untersucht. Dabei bietet sich die Definition eines normierten Spraywinkels an. Der normierte

Spraywinkel $\tilde{\alpha}$ ist dabei $\tilde{\alpha} = \alpha/\alpha_0$, wobei α_0 der entsprechende Spraywinkel ohne koaxialen Gasstrom bei gleichem \dot{m}_l ist. Die normierten Winkel werden in Bild 5.12 in Abhängigkeit des axialen Impulsstromverhältnisses J gezeigt. Für alle vier Swirl-Injektoren wird deutlich, dass $\tilde{\alpha}$ für ein konstantes J jeweils bei den Konfigurationen mit Recess kleiner ist als bei denen ohne Recess. Dies bestätigt die Erwartungen, nach welchen der Flüssigfilm innerhalb der Recess-Region stärker vom Gasstrom beeinträchtigt wird, da dieser dort nicht in radialer Richtung entweichen kann. Nach den Ergebnissen aus Bild 5.12 haben dabei die Ansätze A und B keine signifikanten Effekte auf die Verringerung des Spraywinkels. Der Unterschied von $\tilde{\alpha}$ zwischen den Konfigurationen mit und ohne Recess ist dabei für die kürzeren Injektoren etwas größer als bei den vergleichbaren, längeren Injektoren. Dies kann mit dem größeren Spraywinkel dieser Konfigurationen zusammenhängen, da so bei gleichem L_R der Abstand zwischen Außenwand des Gasspalts und Flüssigfilm geringer wird, was eine stärkere Einengung des Gasstroms zur Folge hat.

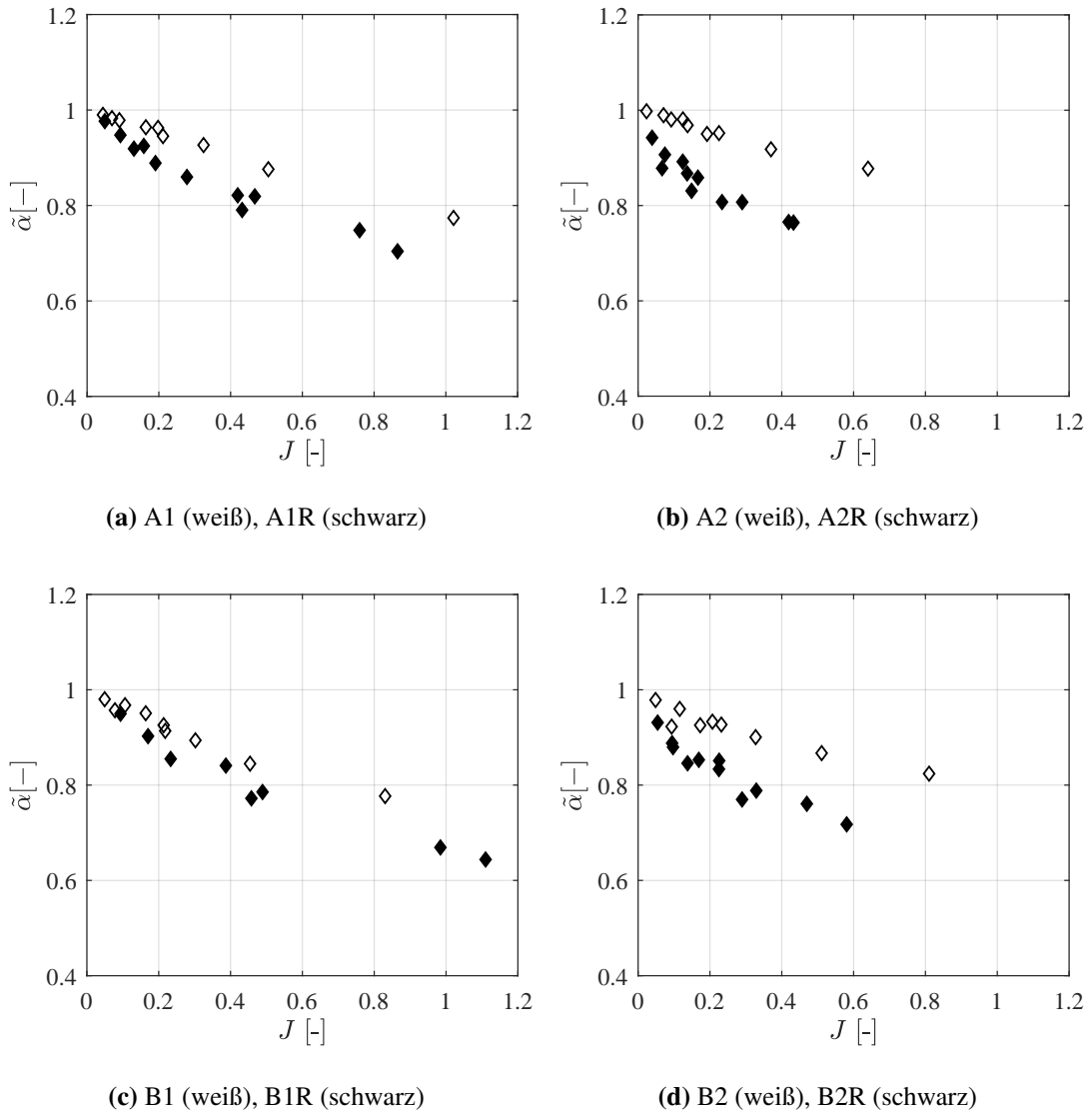


Bild 5.12: Normierter Spraywinkel $\tilde{\alpha}$ in Abhängigkeit von J der LCSC-Injektoren.

5.2.2 Zerfallslänge

Die Zerfallslänge L_B ist eine wichtige Größe von Injektoren. Dabei wird L_B als Distanz zwischen Injektoraustritt und Zone des primären Zerfalls (vgl. Bild 5.3) aus den jeweiligen Hochgeschwindigkeitsaufnahmen abgeschätzt. Als Zone des primären Zerfalls wird dabei der Bereich definiert, ab dem gerade, zusammenhängende Linie mehr auf dem Flüssigfilm gezogen werden kann. Für diese Auswertung werden nur die Testpunkte mit stabiler Zerstäubungscharakteristik betrachtet. Die dimensionslose Zerfallslänge L_B/D_N der verschiedenen LCSC-Injektorkonfigurationen wird in Bild 5.13 in Abhängigkeit des Impulsstromverhältnisses J dargestellt. Aus Bild 5.13 wird deutlich, dass sowohl die unterschiedlichen LCSC-Typen A und B, sowie die Post- und Recesslänge keinen eindeutigen Effekt auf L_B haben.

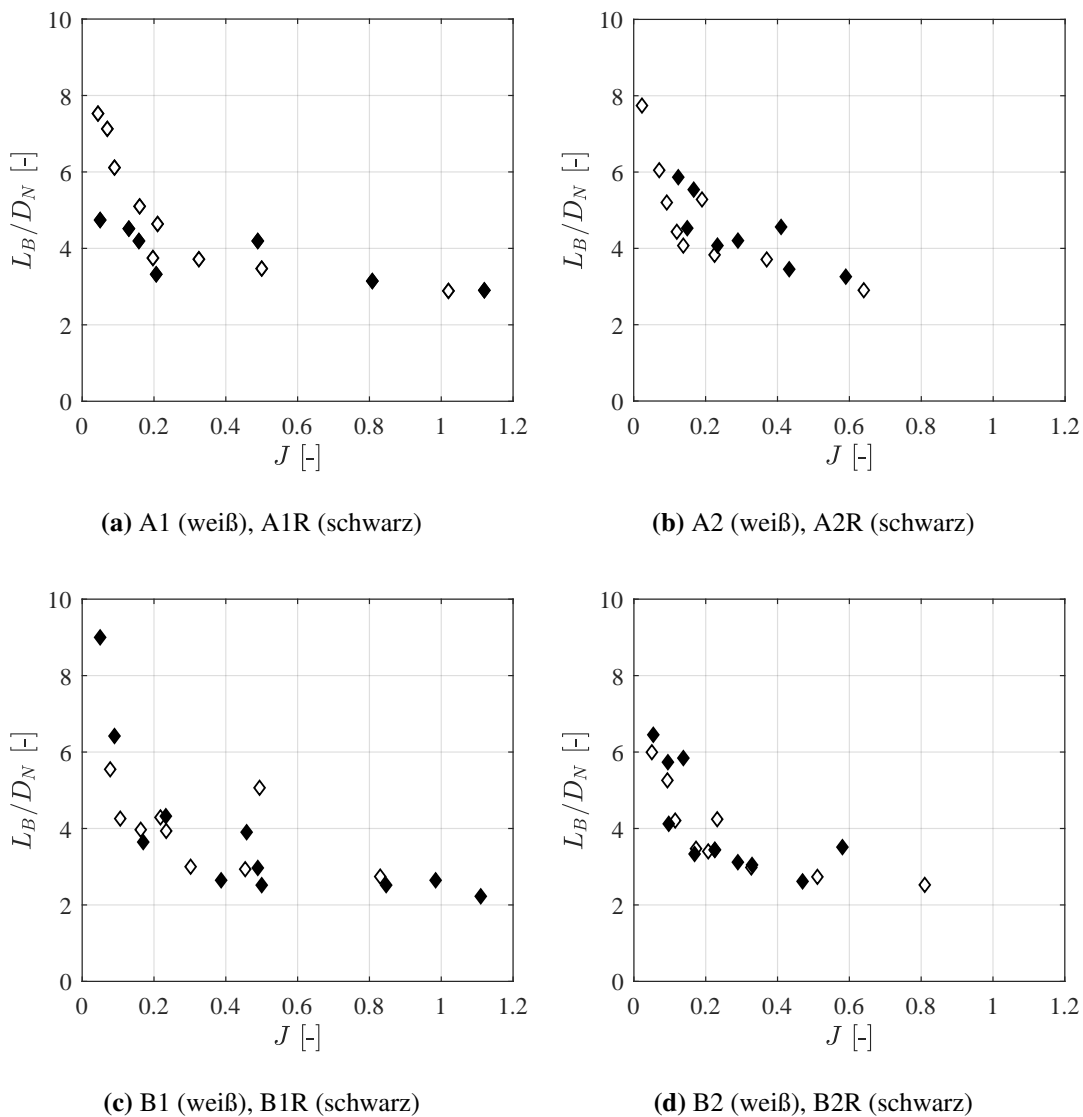


Bild 5.13: Dimensionslose Zerfallslänge L_B/D_N der LCSC-Injektoren in Abhängigkeit von J

Im Vergleich zu den LCSC-Injektoren weist der Scher-Injektor deutlich größere Zerfallslängen für vergleichbare Werte von J auf. L_B nimmt dabei über den betrachteten Bereich mit zunehmenden J ab. Bild 5.14 stellt die dimensionslosen Zerfallslängen des Scher-Injektors C mit denen des Injektors A1 (bzw.: A1R) aus Bild 5.13(a) gegenüber.

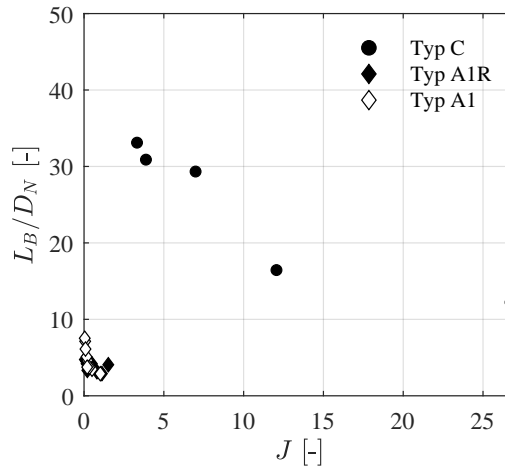


Bild 5.14: Dimensionslose Zerfallslänge L_B/D_N in Abhängigkeit von J des Scher-Injektors C verglichen mit dem Swirl-Injektor A1/A1R

5.2.3 Untersuchungen zur Self-Pulsation

Dieser Abschnitt beschäftigt sich mit der Auswertung der Durchflusstests zur *Self-Pulsation* der verwendeten Swirl-Injektoren. Im Rahmen der durchgeführten Durchflusstests wurden sowohl die Stabilitätsregionen als auch die Oszillationsfrequenzen ermittelt.

Stabilitätsgrenzen

Zu den grundlegenden *Self-Pulsation*-Untersuchungen der gefertigten LCSC-Injektoren gehört die Bestimmung der stabilen beziehungsweise instabilen, pulsierenden Betriebsbereiche in Abhängigkeit der flüssigen und gasförmigen Impulsstromdichten. Bild 5.15 zeigt zwei Momentaufnahmen des Spraykegels des Swirl-Injektors A2 für eine Konfiguration ohne Recess (A2) und eine mit kritischem Recess (A2R) bei ansonsten identischen Betriebsbedingungen. Die sich ausbildende „Weihnachtsbaum“-Struktur ist für den Fall A2R in Bild 5.15(b) deutlich zu erkennen. Wie in vorherigen Experimenten ist auch in diesem Fall das Auftreten der *Self-Pulsation* mit einem hörbaren, schrillen Pfeifen verbunden. Der Übergang vom stabilen zum instabilen Zustand erfolgt beim Überschreiten der von Bazarov [31] beschriebenen Schwelle von $\rho_g V_g^2$ plötzlich und ist auch mit bloßem Auge als eine abrupte Vergrößerung von α zu erkennen. Die Frequenz des hörbaren Tons ist dabei abhängig von sowohl vom Massenstrom des Wassers als auch von dem des Gases. So führt eine Erhöhung einer der beiden Massenströme zu einem Anstieg der Tonhöhe sowie zu einer auf den Hochgeschwindigkeitsaufnahmen sichtbaren Verkleinerung der Wellenlänge der Oszillationen nahe des Injektoraustritts. Der Effekt des Massenstroms des Wassers auf die Frequenz ist dabei stärker als die des Gases. Bild 5.16 zeigt zwei pulsierende Fälle des Injektors B2R bei unterschiedlichen flüssigen Impulsströmen. Die charakteristische Struktur selbst erscheint mit

bloßem Auge als zweischichtiger, konzentrischer Kegel, welcher auch auf den gemittelten Aufnahmen zu erkennen ist (vgl. Bild 5.16). Bei den im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Versuche konnte nur für die Konfigurationen mit Recess (A1R, A2R, B1R, B2R) ein pulsierendes Verhalten festgestellt werden, die Injektoren ohne Recess sind über den getesteten Parameterbereich hin stabil. Dies deckt sich mit den ersten Beobachtungen von Bazarov [31]. Eberhart und Frederick [16] erfassten auch für Injektorkonfigurationen ohne Recess erhebliche Oszillationen, welche in diesen Fällen jedoch erst bei deutlich erhöhten gasförmigen Impulsstromdichten auftraten.

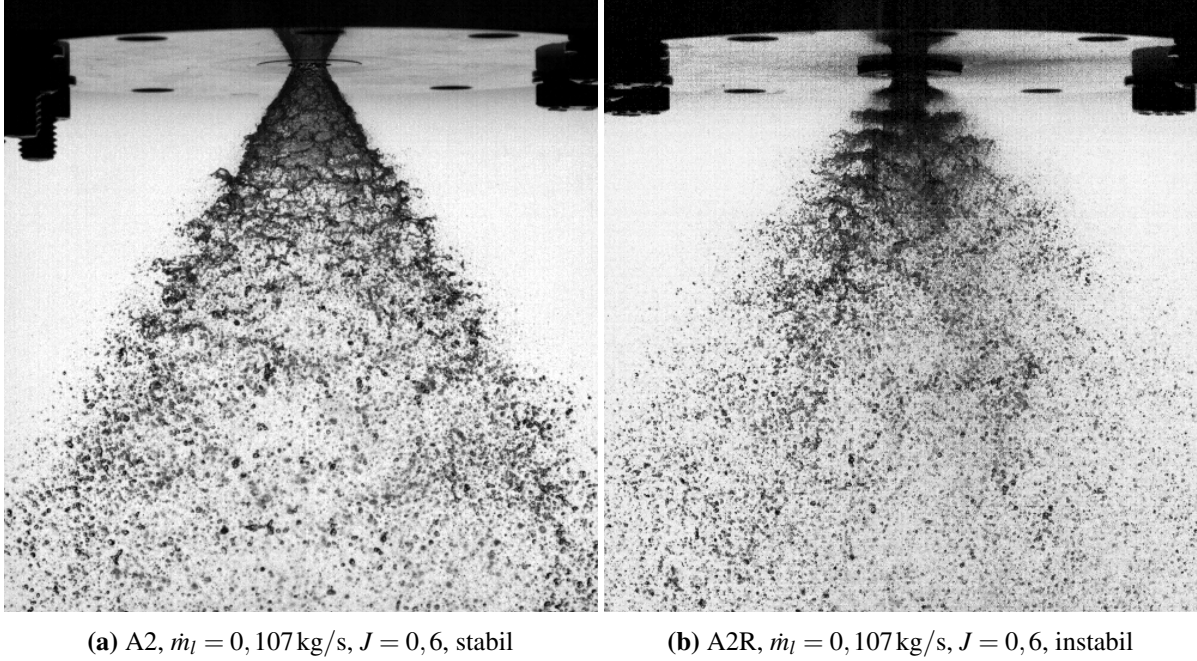


Bild 5.15: Augenblickliche Momentaufnahme des Spraykegels in einem stabilen Zustand (a) verglichen mit einem instabilen, pulsierenden Zustand (b)

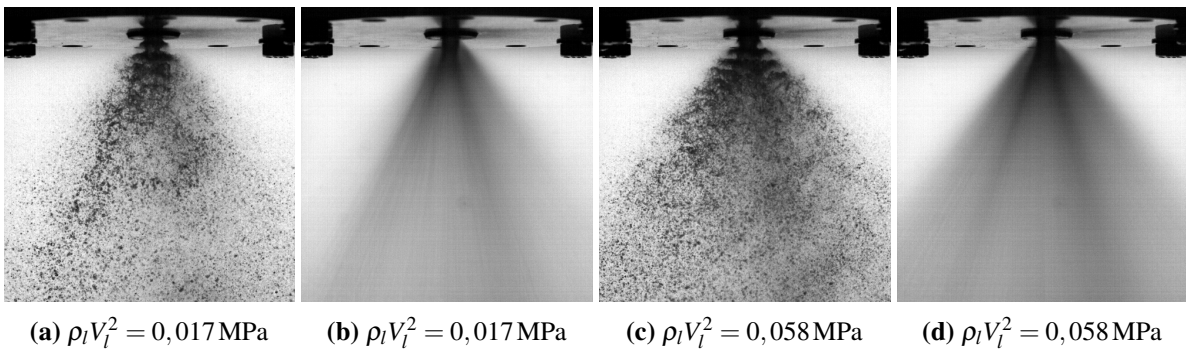


Bild 5.16: Momentaufnahmen (a),(c) und gemittelte Bilder (b),(d) zweier Fälle von *Self-Pulsation* bei unterschiedlichem flüssigen Impulsstrom (Injektor A2R, $\rho_g V_g^2 = 0,03 \text{ MPa}$).

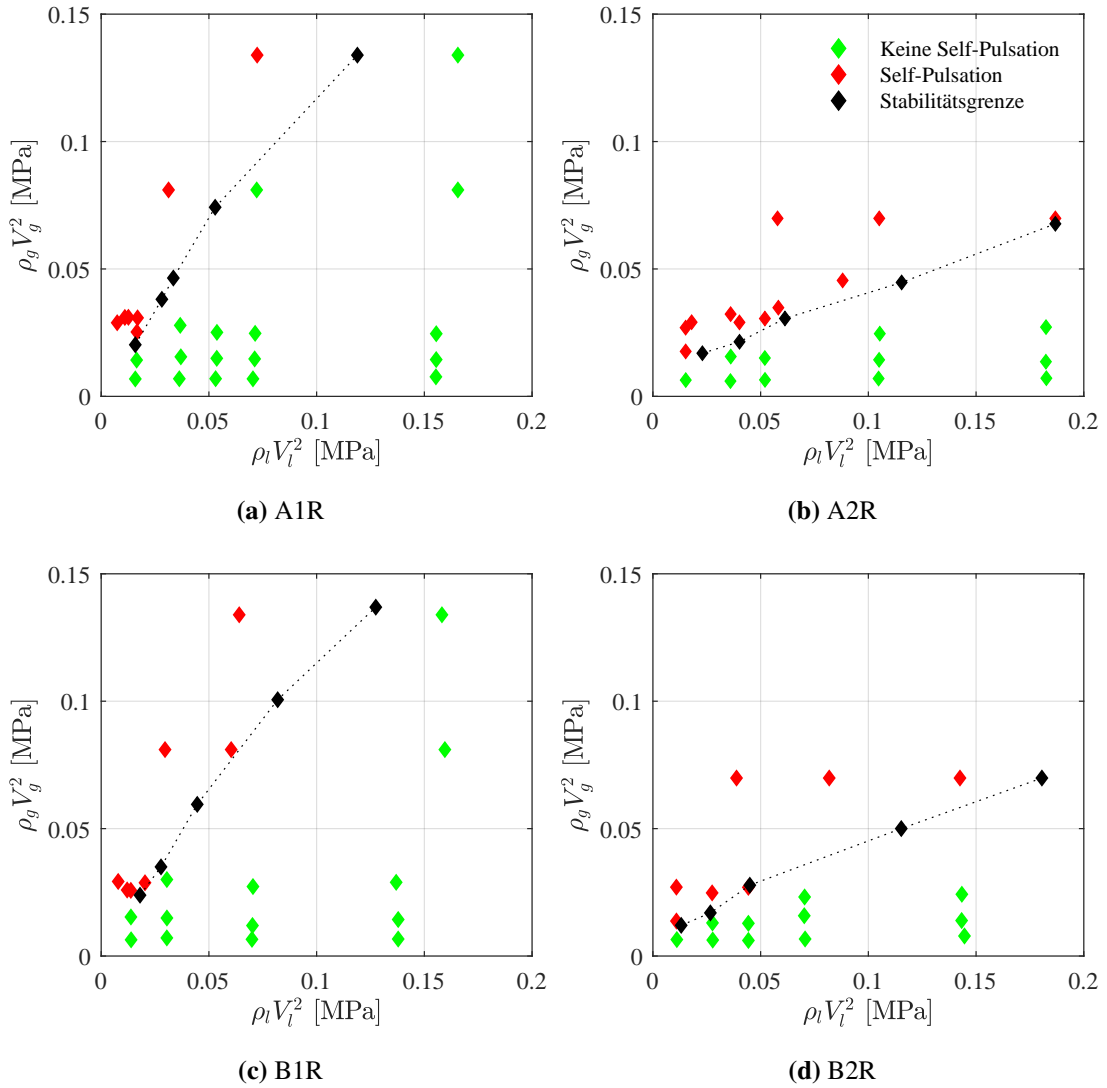


Bild 5.17: Experimentelle Stabilitätsgrenzen der *Self-Pulsation* in Abhängigkeit des flüssigen und gasförmigen axialen Impulsstroms ρV^2 für die unterschiedlichen Swirl-Injektorkonfigurationen mit Recess A1R (a), A2R (b), B1R (c) und B2R (d).

In Bild 5.17 sind die experimentell bestimmten Stabilitätsgrenzen (schwarz) der jeweiligen Injektoren dargestellt. Die Bestimmung erfolgte hierbei durch kontinuierliches Steigern des Gasmassenstroms, bis der pulsierende Zustand erreicht wurde. Da der Umschlag abrupt erfolgt kann so eine gut definierte Schwelle ermittelt werden. Die weiteren Datenpunkte in Bild 5.17 stellen dabei jeweils stabile (grün) beziehungsweise instabile (rot) Betriebspunkte dar. Die dargestellten Schwellwertpunkte (schwarz) markieren den Ort des Auftretens der *Self-Pulsation*, sie liegen dabei selbst auf der instabilen Seite der Grenze. Beim Vergleich der Stabilitätsgrenzen der unterschiedlichen Injektorkonfigurationen zeigt sich, dass die Länge des Injektorposts einen erheblichen Einfluss auf deren Lage hat. So erreichen die kürzeren Injektoren A2 und B2 für ein gegebenes $\rho_l V_l^2$ den instabilen Zustand bei deutlich geringeren Werten von $\rho_g V_g^2$. Dies führt zu einer Verkleinerung des Bereichs stabiler Impulsstromverhältnisse. Dies deckt sich mit experimentellen Arbeiten von Chung et al. [50], in welchen für *open-end*-LCSC-Injektoren mit längerer Vortexkammer ebenfalls ein dynamisch stabileres Verhalten vorhergesagt wird. Für den *closed-end*-Injektor A erhält man

durch Verlängerung der Düse nach Bild 5.17 ähnliche stabilisierende Effekte. Die Resultate zeigen, dass die unterschiedlichen Ansätze (*closed-end* und *open-end*) selbst keine signifikanten Auswirkungen auf die Stabilitätsgrenzen der Injektoren gleicher Gesamtlänge haben.

Bild 5.18 vergleicht die in dieser Arbeit bestimmten Stabilitätsgrenzen (schwarz) der vier Konfigurationen mit anderen ähnlich ermittelten Grenzen aus der Literatur. Die blau markierten Grenzen stammen dabei von Eberhart und Frederick [16] und stellen jeweils verschiedene Recess-Verhältnisse ($\mathfrak{R}\mathfrak{R}$ von engl.: recess ratio) dar. $\mathfrak{R}\mathfrak{R}$ ist dabei definiert als

$$\mathfrak{R}\mathfrak{R} = \frac{\sqrt{L_R^2 + (R_O - R_N)^2}}{R_N} \quad (5.2)$$

Ein größerer Wert von $\mathfrak{R}\mathfrak{R}$ bedeutet demnach eine Vergrößerung des Recess (vgl. Bild 2.3). Für die in dieser Arbeit verwendeten Injektoren mit Recess ist nach Gleichung (5.2) $\mathfrak{R}\mathfrak{R} = 0,582$. Bild 5.18 zeigt eine gute Übereinstimmung der hier ermittelten Stabilitätsgrenzen mit den Literaturwerten von Eberhart und Frederick. Sie liegen in etwa in dem Bereich, auf welchen ihr $\mathfrak{R}\mathfrak{R}$ schließen lassen würde. Der in [16] verwendete Injektorpost liegt mit einem L/D -Verhältnis von 12 in einem ähnlichen Bereich wie A1R bzw. B1R ($L/D = 10$). Obwohl ein direkter Vergleich zwischen den Stabilitätsgrenzen aufgrund verschiedener Unsicherheiten nicht ohne weiteres möglich ist, bestätigt Bild 5.18 dennoch die eingesetzte Methodik und eine generelle, qualitative Reproduzierbarkeit der Ergebnisse. Zu diesen Unsicherheiten gehören unter anderem das Unwissen über die Einflüsse der anderen, bei beiden Experimenten verschiedenen, Injektorparameter (z.B. Innendurchmesser, Wandstärke etc.) als auch die bereits angesprochenen Fertigungstoleranzen bei den in dieser Arbeit eingesetzten Injektoren sowie die Ungenauigkeiten bei der Ermittlung von \dot{m}_g und V_g . Hinzu kommen weitere Fehlerquellen beim Bestimmen der axialen Geschwindigkeit $V_{l_{ax}}$, da diese nach Gleichung (2.14) von der Durchgangsvölle ϕ und damit der Schichtdicke h anhängt. Verschiedene Ansätze zur Bestimmung von h können so deutliche Abweichungen bei $V_{l_{ax}}$ hervorrufen. Eine detailliertere Betrachtung der Auswirkung von, mit verschiedenen Ansätzen bestimmten, Werten von h auf die Stabilitätsgrenzen wird im nächsten Abschnitt gegeben. Die in diesem Abschnitt präsentierten Stabilitätsgrenzen basieren, um bestmögliche Vergleichbarkeit zu erreichen, wie in [16] auf Filmdicken berechnet nach dem Ansatz von Suyari und Lefebvre [26] in Gleichung (2.27).

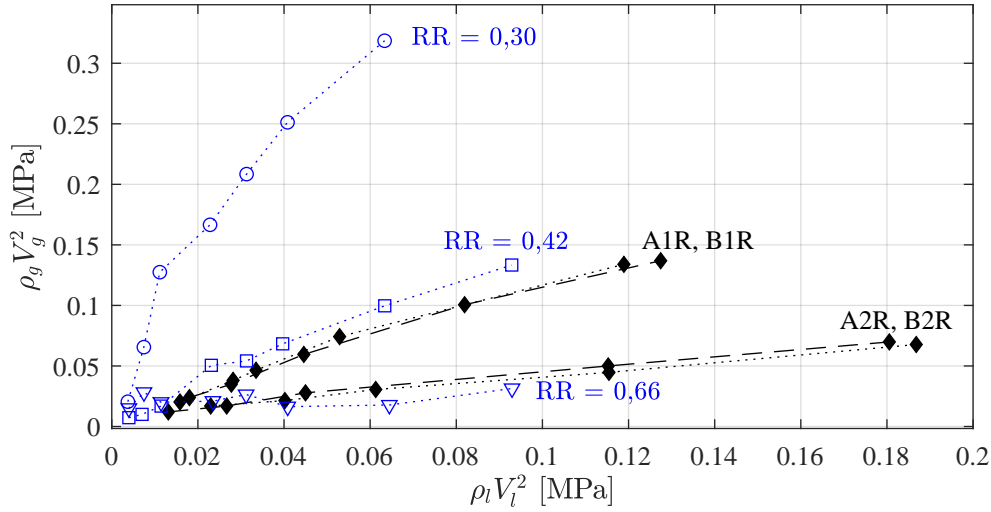


Bild 5.18: Vergleich der experimentell bestimmten Stabilitätsgrenzen (schwarz) der Injektoren A1R/B1R bzw. A2R/B2R mit den Stabilitätsgrenzen Eberhart und Frederick (blau) für verschiedene Werte von RR

Einfluss verschiedener Ansätze zur Berechnung von h

Zur Bestimmung von V_{ax} und weiteren wichtigen Kennwerten wie We_g und Re_l (siehe Gleichung (5.3) und Gleichung (5.5)) ist die Kenntnis der flüssigen Filmdicke h erforderlich. Diese kann mit dem im Rahmen dieser Arbeit eingesetzten Aufbau nicht direkt (zum Beispiel über optische oder elektrische Methoden) gemessen werden. Aufgrund dieser Tatsache muss die Schichtdicke möglichst genau über andere Zusammenhänge abgeschätzt werden. Fünf verschiedene Ansätze zur Bestimmung von h und deren Auswirkung auf die Stabilitätsgrenzen werden in diesem Abschnitt untersucht: Die beiden theoretischen Ansätze mit und ohne viskose Verluste (nach Gleichung (2.7) mit K beziehungsweise K_{eq}), sowie die drei in Kapitel 2.2.3 vorgestellten empirischen Gleichungen. Bild 5.19 zeigt die mit den verschiedenen Ansätzen bestimmten Werte von h über ΔP_l der vier LCSC-Injektoren A1 (a), A2 (b), B1 (c) und B2 (d).

Aus Bild 5.19 wird deutlich, dass je nach verwendetem Berechnungsansatz signifikante Unterschiede für h auftreten können. Dies ist insbesondere für den Ansatz von Kim et al. [23] aus Gleichung (2.29) der Fall. Hier ergeben sich insbesondere für die längeren Injektoren A1 und B1 im Vergleich zum in [16] verwendeten Ansatz von Suyari und Lefebvre (Gleichung (2.27)) um bis zu 50% höhere Werte von h . Eine solcher Unterschied führt in der darauffolgenden Berechnung zu einem um etwa 35% größeren Strömungsquerschnitt, beziehungsweise einer um 26% verringerten axialen Strömungsgeschwindigkeit. Dies hat ebenfalls die selben Auswirkungen auf die flüssige Reynoldszahl am Austritt, sowie die aerodynamische Weberzahl nach Gleichung (5.5).

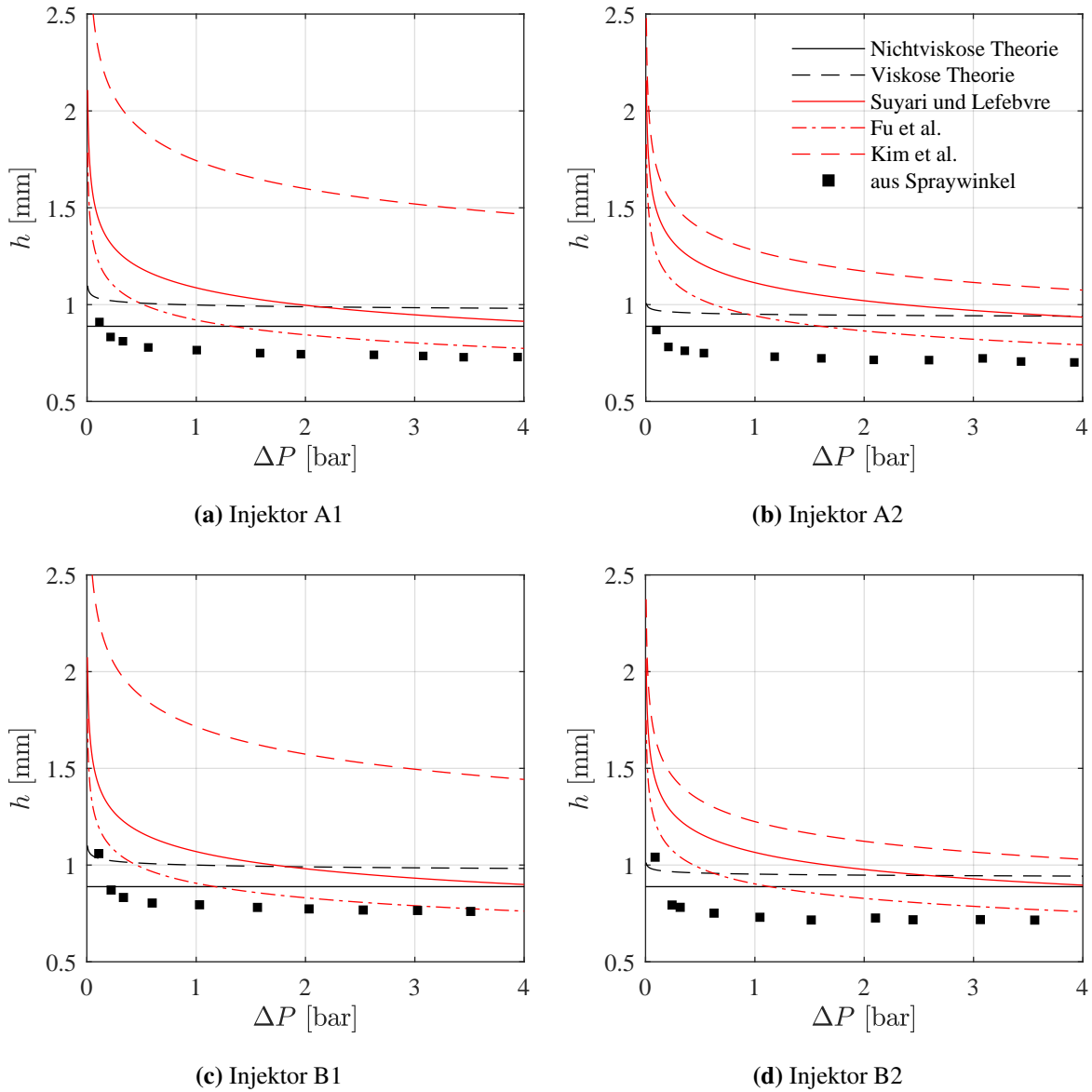


Bild 5.19: Berechnete flüssige Filmdicken h in Abhängigkeit von ΔP_l am Austritt der vier LCSC-Injektoren mit unterschiedlichen Ansätzen.

Eine weitere Möglichkeit zur Abschätzung des tatsächlichen Werts von h , beziehungsweise der Auswirkungen der Postlänge auf diesen, besteht in der Bestimmung der Durchgangsfülle aus den direkt gemessenen und bekannten Spraywinkeln α der LCSC-Injektoren. Dabei wird die Abhängigkeit von sowohl ϕ als auch h vom Verhältnis der (dimensionslosen) Geschwindigkeitskomponenten nach Gleichung (2.12) ausgenutzt. Die aus α ermittelten Filmdicken sind in Bild 5.19 als schwarze Quadrate dargestellt. Beim Vergleich der so bestimmten Werte fällt auf, dass nach dieser Methode der Unterschied zwischen den beiden Postlängen keine derartige Zunahme von h erkennen lässt, wie von der Gleichung von Kim et al. suggeriert wird. Die direkt aus den Spraywinkeln abgeleiteten Filmdicken sind zudem generell kleiner als die, welche mit Hilfe der anderen Ansätze bestimmt worden sind. Die sich mit den unterschiedlichen Filmdicken ergebenden Stabilitätsgrenzen sind in Bild 5.20 miteinander verglichen. Da

sich für α aus Tests mit koaxialem Gasstrom keine Rückschlüsse auf h ziehen lassen, muss h für den entsprechenden Druckverlust aus den Tests ohne koaxialen Gasstrom abgeschätzt werden. Hierzu wird für die vier Injektoren jeweils ein, dem Ansatz aus Gleichung (2.27) bzw. Gleichung (2.28) folgender, Zusammenhang an die entsprechenden Datenpunkte in Bild 5.19 angepasst. Die Berechnung von h an der Stabilitätsgrenze erfolgt dann mit dem zugehörigen Ansatz.

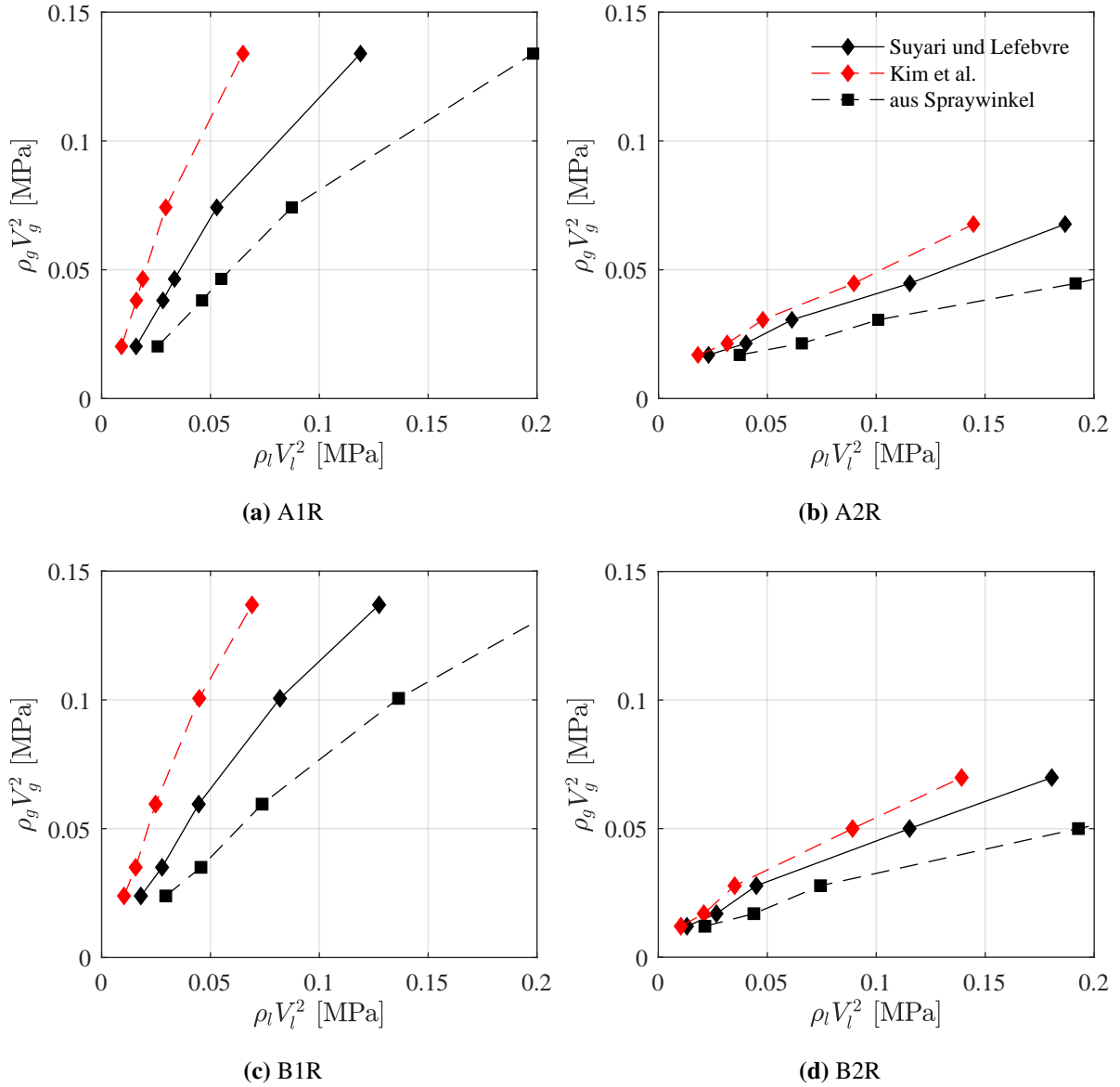


Bild 5.20: Stabilitätsgrenzen der *Self-Pulsation* für unterschiedliche Berechnungsansätze der Dicke des Flüssigfilms h .

Bild 5.20 zeigt, dass Berechnungsansätze erheblichen Einfluss auf die Lage der Stabilitätsgrenzen in Abhängigkeit der Impulsstromdichten haben. Dies liegt daran, dass Veränderungen in V_L sich quadratisch auf die Impulsstromdichten auswirken. Beim Vergleich der Injektoren untereinander zeigt sich, dass sich die relative Lage der Stabilitätsgrenzen für den selben Ansatz nicht erheblich zu Bild 5.18 verändert.

Lediglich für die Stabilitätsgrenze nach Kim et al. ist ein noch größerer Unterschied zwischen den langen und den kurzen Injektoren zu erkennen, da hier von einem erheblich größeren h der langen Injektoren ausgegangen wird. Ohne eine direkte Messung von h der eingesetzten Injektoren ist ein Vergleich der Stabilitätsgrenzen daher höchstens qualitativ möglich.

Zerstäubungsregimes der LCSC-Injektoren

Eine weitere Möglichkeit neben den Impulsströmen zur Charakterisierung des Zerstäubungs- bzw. Stabilitätsverhaltens von Injektoren ist das Verhältnis aus der axialen Reynoldszahl der Flüssigkeit am Injektoraustritt Re_l und der aerodynamischen Weberzahl We_g . Re_l ist nach Gleichung (2.19) für einen Swirl-Injektor definiert als

$$Re_l = \frac{2\rho_l V_{lax} h}{\mu_l} \quad (5.3)$$

Die Weberzahl ist als Verhältnis aus Trägheitskraft zur Oberflächenkraft allgemein gegeben durch

$$We = \frac{\rho V^2 l}{\sigma} \quad (5.4)$$

mit der Oberflächenspannung σ und einer entsprechenden charakteristischen Länge l . Für die aerodynamische Weberzahl, auch Gasweberzahl genannt, ergibt sich im Falle eines LCSC-Injektors [41]:

$$We_g = \frac{\rho_g (V_g - V_l)^2 h}{\sigma} \quad (5.5)$$

wobei h wiederum die Flüssigfilmdicke am Injektoraustritt ist. Die Oberflächenspannung zwischen Wasser und Luft beträgt unter den gegebenen Umgebungsbedingungen $\sigma = 0,073 \text{ N/m}$ [51]. Diese Möglichkeit der Unterscheidung von Zerstäubungsregimes wurde 1996 von Chigier und Reitz [52] zunächst zur Charakterisierung von Scher-Koaxialinjektoren eingesetzt. In Bild 5.21 sind die einzelnen Testpunkte der Injektortypen A1R und B1R entsprechend in Abhängigkeit der jeweiligen Reynolds- und Weberzahl aufgetragen. Das zugehörige Stabilitätsverhalten ist farblich als stabil (grün), instabil oder pulsierend (rot) gekennzeichnet. Die Stabilitätsgrenzen selbst sind schwarz markiert. Das analoge Diagramm für die kürzeren Injektoren A2R und B2R ist in Bild 5.22 zu finden. In beiden Diagrammen ist klar zu erkennen, dass die Stabilitätsgrenzen der Swirl-Injektoren aufgrund der logarithmischen Darstellung als annähernd linear erscheinen. Sie können durch einen Zusammenhang der Form

$$Re_l = c (We_g)^p \quad (5.6)$$

mit den Parametern c und p sehr gut approximiert werden. Aus den experimentellen Ergebnissen dieser Arbeit ergeben sich die beiden Stabilitätsgrenzen nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate. Für die Swirl-Injektoren mit Recess und verschiedenen Längen kann demnach von einem stabilen Verhalten ausgegangen werden sofern gilt:

$$\frac{Re_l}{We_g^{0,5}} > 192 \quad \text{für A1R, B1R} \quad \text{und} \quad \frac{Re_l}{We_g^{0,69}} > 300 \quad \text{für A2R, B2R} \quad (5.7)$$

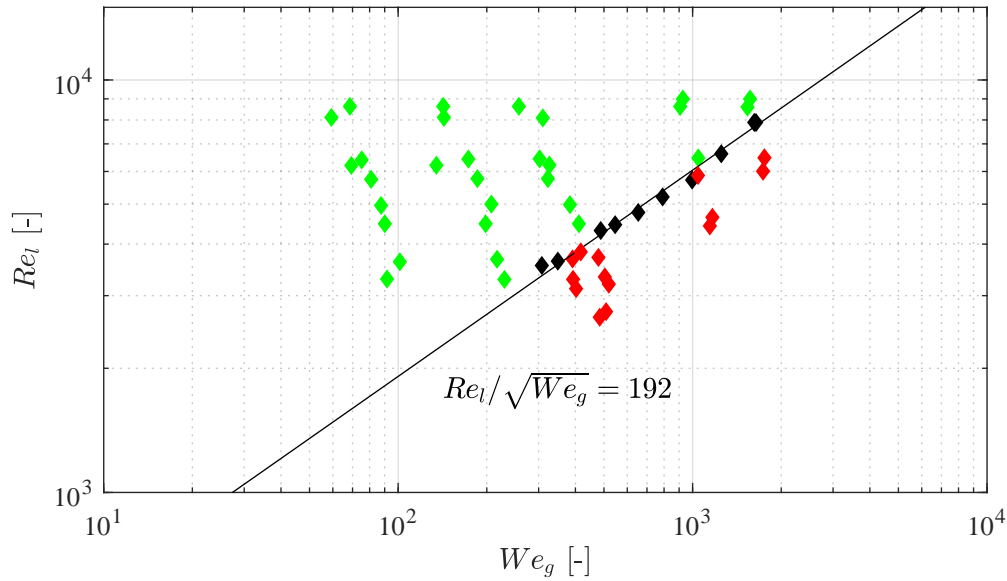


Bild 5.21: Zerstäubungsregimes der Injektoren A1R und B1R in Abhängigkeit von Re_l und We_g (grün: stabil, rot: instabil, schwarz: Grenze)

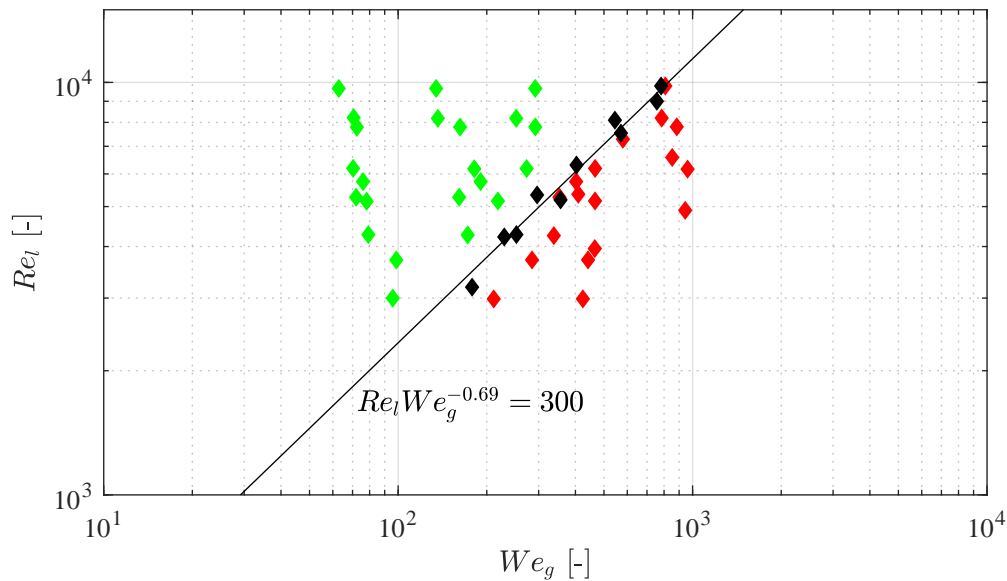


Bild 5.22: Zerstäubungsregimes der Injektoren A2R und B2R in Abhängigkeit von Re_l und We_g (grün: stabil, rot: instabil, schwarz: Grenze)

Wie an den beiden Exponenten und an Bild 5.22 im Vergleich zu Bild 5.22 erkennbar ist, wird die Grenze mit zunehmender Stabilität in der gewählten Darstellung „flacher“. Eberhart et al. [16] haben ihre Stabilitätsgrenzen ebenfalls mit dieser Methodik untersucht und definieren mit dem Ansatz aus Gleichung (5.6) als Stabilitätskriterium $Re_l / \sqrt{We_g} > 127$ für ihren eingesetzten Swirl-Injektor ohne Recess. Für die Injektoren mit Recess finden Eberhart et al. jeweils $Re_l / \sqrt{We_g} > 270$ für $\Re\Re = 0,42$ sowie $Re_l / \sqrt{We_g} > 378$ für $\Re\Re = 0,66$. Auch hier zeigt sich eine qualitative Vergleichbarkeit mit

den Ergebnissen dieser Arbeit, wenn auch die Verkleinerung des Exponenten hin zu einer in Bild 5.22 „steileren“ Grenze von Eberhart et al. nicht bestätigt wird.

Ob die beobachtete Verschiebung der Stabilitätsgrenzen tatsächlich auf eine, aufgrund der variierenden Injektorlänge veränderten Injektordynamik, zurückzuführen ist, lässt sich aus den gesammelten Daten nicht mit Sicherheit sagen. Eine weitere Möglichkeit ist hier der Einfluss des Spraywinkels im Verhältnis zum Recesswinkel. Da die beiden längeren Konfigurationen A1R und B1R jeweils kleinere Werte für α vorweisen (vgl. Bild 5.6), ist die Einschränkung des coaxialen Gasstromes durch den Flüssigfilm hier weniger ausgeprägt als für die Konfigurationen mit größerem α . Bestärkt wird diese Theorie ebenfalls durch die Ergebnisse aus Bild 5.13, in welcher das Hinzufügen eines Recess bei den kürzeren Konfigurationen zu einer stärkeren Umlenkung des Flüssigfilms führt. Entgegen dieser Theorie lässt sich anführen, dass A1R und B1R, trotz unterschiedlichem Spraywinkel, relativ zu einander keine vergleichbare Verschiebung der Stabilitätsgrenze zeigen. Eine Kombination aus beiden und eventuell zusätzlichen Faktoren (z.B.: Fertigungstoleranzen) ist hier demnach denkbar. Nach aktuellem Kenntnisstand gibt es in der Literatur keine vergleichbaren Untersuchungen zum Einfluss der Postlänge auf die Stabilitätsgrenzen.

Frequenzanalyse

Im Folgenden werden die Oszillationsfrequenzen während der *Self-Pulsation* betrachtet. Die Frequenzbestimmung an den einzelnen Betriebspunkten erfolgt dabei über zwei unterschiedliche Methoden. Die erste Methode besteht aus dem Erstellen eines Diagramms der spektralen Leistungsdichte (PSD von engl.: Power Spectral Density) aus dem aufgezeichneten Mikrofonsignal. Für das zeitlich diskrete Mikrofonsignal $g(t)$ kann die PSD mittels eines Periodogramms abgeschätzt werden. Dabei ergibt sich der Schätzwert für die PSD aus der Fourier-Transformanten des Signals $F(g)(\omega)$ als

$$PSD = \frac{1}{2\tau} |F(g)(\omega)|^2 \quad (5.8)$$

mit der Abtastdauer τ und Kreisfrequenz ω . Die Auswertung der Mikrofondaten erfolgt in MATLAB. Dort steht für diese Anwendung bereits eine eigene Funktion *periodogram* als Teil der Signalverarbeitungs-Toolbox zur Verfügung. Diese liefert identische Ergebnisse wie die Berechnung über die Fourier-Transformante. Mit Hilfe des Periodogramms lassen sich die in der Aufnahme dominierenden Frequenzen der *Self-Pulsation* direkt ablesen.

Bei der zweiten verwendeten Methode werden die Frequenzen aus den Bildserien der Hochgeschwindigkeitskamera ermittelt. Dies erfolgt mit Hilfe der sogenannten DMD-Analyse (von engl.: Dynamic Mode Decomposition) [53]. Die DMD-Analyse erlaubt die Bestimmung räumlicher Moden und derer zugehörigen Frequenzen aus den Hochgeschwindigkeitsaufnahmen. Der zugrundeliegende Algorithmus des genutzten SVD-Ansatzes (von engl.: Singular Value Decomposition, zu deutsch: Singulärwertzerlegung) ist in [54] erläutert. Im Rahmen dieser Arbeit wurde eine bereits bestehende DMD-Analyseumgebung in MATLAB R2019a [48] verwendet, welche unmittelbar auf die experimentellen Datensätze angewendet werden kann.

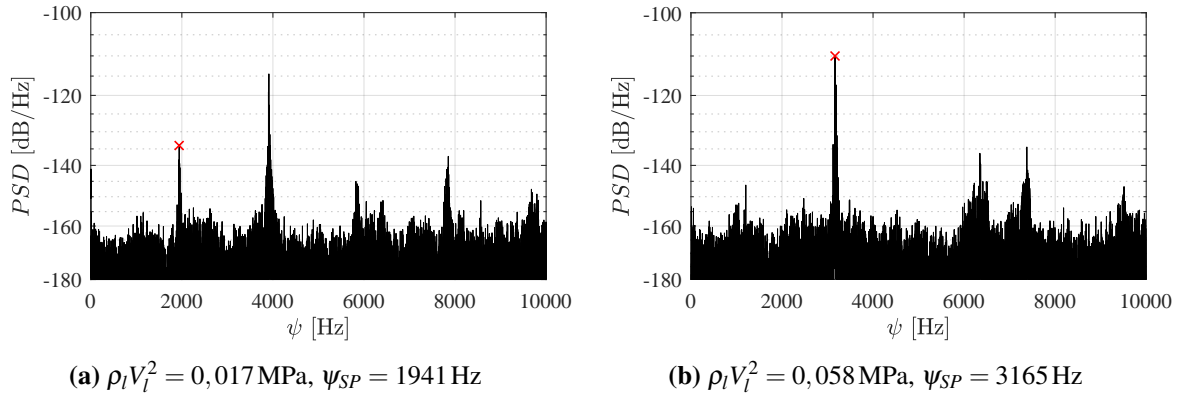


Bild 5.23: PSD Periodogramm des Mikrofonsignals für zwei pulsierende Betriebspunkte (Injektor A2, $\rho_g V_g^2 = 0,03 \text{ MPa}$).

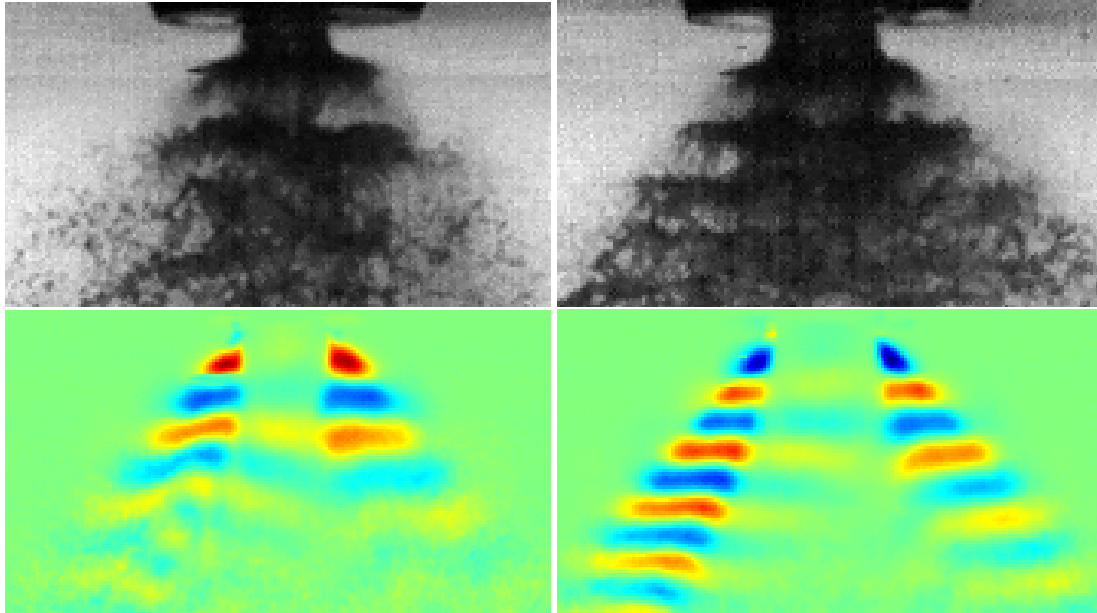


Bild 5.24: Vergleich zweier Momentaufnahmen und der zugehörigen räumlichen Mode und Frequenz aus der DMD Analyse (Injektor A2R, $\rho_g V_g^2 = 0,03 \text{ MPa}$)

Bild 5.23 zeigt die beiden Periodogramme für die pulsierende Betriebspunkte des Injektors A2R aus Bild 5.16. Die erste dominante Frequenz (rot markiert) ist in beiden Fällen deutlich zu erkennen $\psi_{SP} = 1941 \text{ Hz}$ in Bild 5.23(a) beziehungsweise $\psi_{SP} = 3165 \text{ Hz}$ in Bild 5.23(b). Ebenfalls zu erkennen sind die entsprechenden Vielfachen der dominanten Frequenzen.

Die bei der DMD-Analyse bestimmten räumlichen Moden und deren zugehörige Frequenzen sind in Bild 5.24 neben einzelnen Momentaufnahmen aus der zugehörigen Bildserie des Spraykegels dargestellt. Beim Vergleich der ermittelten Frequenzen aus der DMD-Analyse mit denen der Mikrofonaufnahmen

fällt auf, dass diese gut übereinstimmen. Die am Injektoraustritt im Falle der *Self-Pulsation* auftretenden Oszillationen sind demnach aller Wahrscheinlichkeit nach der Ursprung des hörbaren Pfeifens. Beim direkten Vergleich der beiden Frequenzen ist zu beachten, dass in diesem Fall die spektrale Auflösung der DMD-Analyse nur bei 10 Hz liegt und somit zu den Abweichungen zu den Mikrofondaten keine weitere Aussage getroffen werden kann. Wie aus Bild 5.24 bereits deutlich wird, ist ψ_{SP} Abhängig von der Durchflussrate des Wassers. In bisherigen Arbeiten wurde ein linearer Zusammenhang zwischen ψ_{SP} und der Reynoldszahl am Injektoraustritt Re_l bzw. der dortigen axialen Strömungsgeschwindigkeit festgestellt [34]. Eine proportionale Abhängigkeit zwischen Reynoldszahl des Gases und Oszillationsfrequenz wurde ebenfalls beobachtet, deren Einfluss jedoch geringer ist als der der Flüssigseite [16]. Bei den durchgeführten Versuchen ist ψ_{SP} vor allem für höhere Werte von Re_l beinahe konstant über einen weiten Bereich von Re_g , wie in Bild 5.25(a) gezeigt wird. Aus Bild 5.25(b) ist ebenfalls zu erkennen, dass der lineare Verlauf von ψ_{SP} über Re_l auch über unterschiedliche Werte von Re_g , aufgrund des geringeren Einflusses, nicht beeinträchtigt bzw. unterbrochen wird.

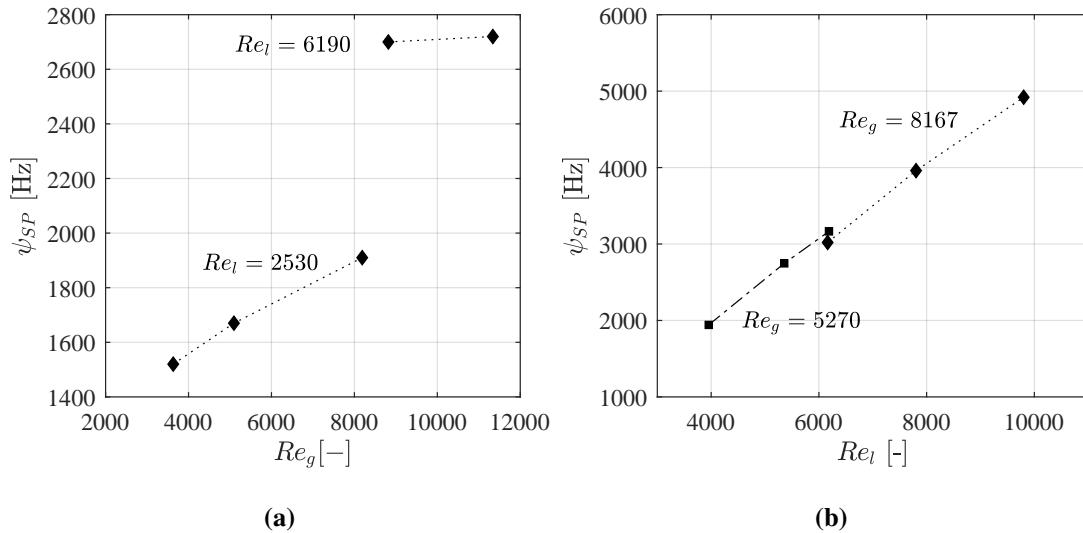


Bild 5.25: Abhängigkeit der *Self-Pulsation*-Frequenz ψ_{SP} von den Reynoldszahlen des Gases (a) und der Flüssigkeit (b) des Injektors A2R

Bild 5.26 vergleicht die ermittelten Werte von ψ_{SP} der verschiedenen Injektorkonfigurationen miteinander. Die Frequenzen stimmen für alle Konfigurationen generell überein. Anhand der in dieser Arbeit ermittelten Daten lassen sich keine signifikanten Unterschiede von ψ_{SP} sowohl zwischen den verschiedenen Injektorlängen, als auch zwischen dem *closed-end* und *open-end*-Ansatz erkennen. Die von Chung et al. [50], auf Basis eigener Durchflusstests unter Umweltbedingungen mit Wasser als Testfluid, suggerierte veränderte Dynamik eines *open-end*-Injektors hat hier keine Auswirkung auf das *Self-Pulsation*-Verhalten, weder bei der Frequenz noch bei der jeweiligen Stabilitätsgrenze.

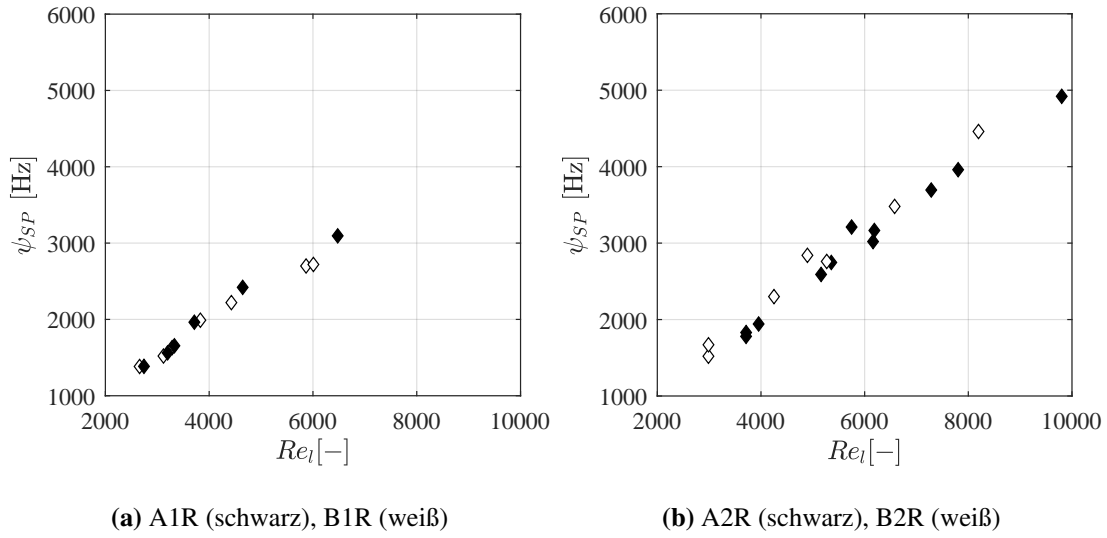


Bild 5.26: Abhängigkeit der *Self-Pulsation*-Frequenz ψ_{SP} von den Reynoldszahlen des Gases (a) und der Flüssigkeit (b) der getesteten Injektoren

Weitere Untersuchungen zur Self-Pulsation

Um die Entstehung der *Self-Pulsation* in Abhängigkeit des Gasmassenstroms zu visualisieren, wurde während eines Versuchsdurchlaufs mit konstantem ΔP_l der anliegende \dot{m}_g von knapp unterhalb der Stabilitätsgrenze soweit erhöht, bis das instabile Verhalten eintrat. Während dem Überschreiten der Grenze wurde eine verlängerte Hochgeschwindigkeitsaufnahme mit 10000 Bildern ($t = 0,5$ s) angefertigt. Bild 5.27 zeigt drei Momentaufnahmen aus unterschiedlichen Zeitpunkten. Dabei zeigt (a) den stabilen Zustand zu Beginn der Aufnahme, (b) den Übergangsbereich mit ersten Anzeichen der Oszillationen und (c) die voll ausgebildete *Self-Pulsation* gegen Ende der Aufnahme. Die Ergebnisse der DMD-Analyse in Bild 5.28 zeigen, dass Oszillationen mit vergleichbarer Frequenz in allen drei Fällen zu erkennen sind. Dabei repräsentiert Bild 5.28(a) die dominante räumliche DMD-Mode innerhalb der ersten 1000 Bilder, während Bild 5.28(c) entsprechend die Ergebnisse der letzten 1000 Bilder abbildet. Der in Bild 5.28(b) gezeigte Übergangsbereich beschränkt sich dabei auf die Bilder 6000 – 7000 der Serie. Die erkennbaren Oszillationen sind für den stabilen Fall deutlich schwächer ausgeprägt, zudem sind sie im Vergleich zu den anderen Zuständen nicht unmittelbar am Injektoraustritt, sondern weiter stromab von diesem zu finden. Nach dem Umschlag zum voll ausgebildeten Bereich verlagert sich diese Position und die Oszillationen weiter stromab verschwinden zunehmend, da hier die stärker werdende, oszillierende, Zerstäubung keine geordnete Struktur mehr zulässt. Das Verhältnis der detektierten Frequenzen ist dabei im Bereich von 1. Dies deckt sich mit Ergebnissen von Eberhart [16] und Im et al. [34] welche den in Bild 5.27(a) gezeigten Zustand als „nichtpulsierende Vorgängermod“ bezeichnen. Auch in diesen Fällen konnte für die jeweiligen Frequenzen $\psi_{SP}/\psi_{NP} \approx 1$ gezeigt werden.

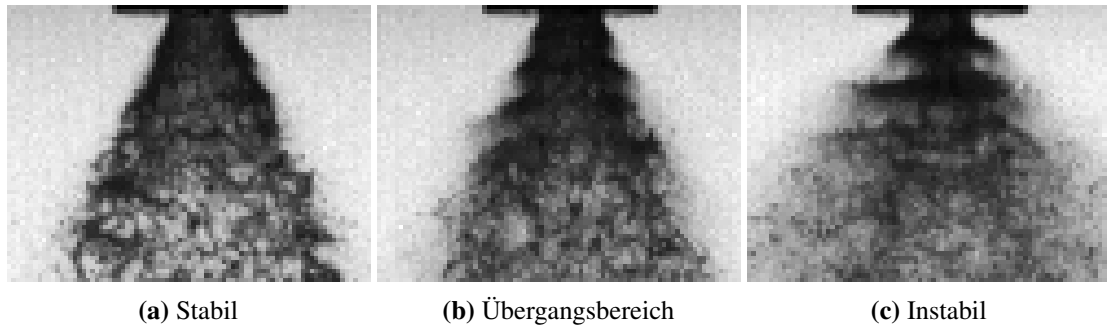


Bild 5.27: Momentaufnahmen des Spraykegels beim Überschreiten der Stabilitätsgrenze (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,082 \text{ kg/s}$)

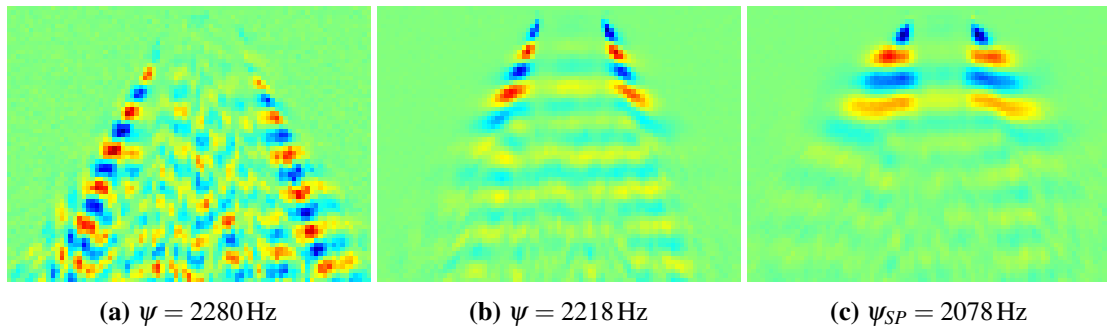
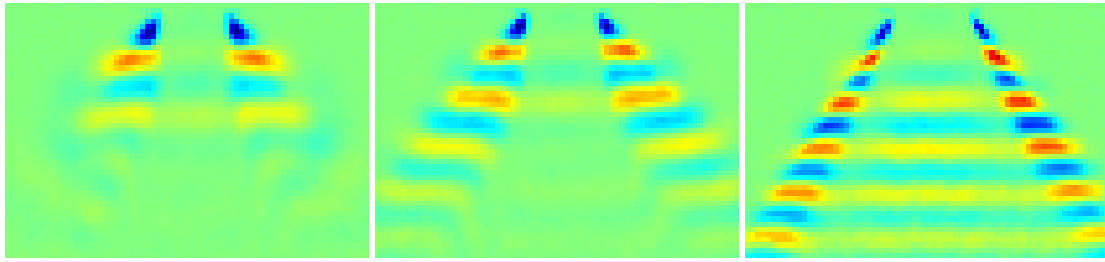


Bild 5.28: Dominierende räumliche DMD-Vorgängermode (a) verglichen mit Übergangsmoden (b) und voll ausgeprägter *Self-Pulsation*-Mode (c) (Injektor A1R, $\dot{m}_l = 0,082 \text{ kg/s}$)

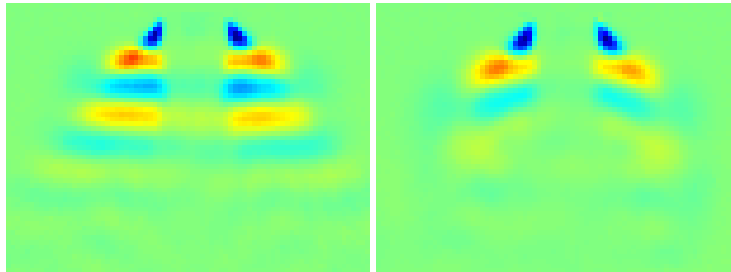
Neben den Oszillationsfrequenzen ist auch die räumliche Struktur des Spraykegels im Falle der *Self-Pulsation* in Abhängigkeit des flüssigen und gasförmigen Massenstroms interessant. In Bild 5.29 werden die räumlichen DMD-Moden für drei pulsierende Fälle bei identischem \dot{m}_g unter, durch Variation von \dot{m}_l eingestellten, verschiedenen Impulsstromverhältnissen verglichen. Interessant ist hierbei die, trotz steigender Frequenz, gleichbleibende räumliche Wellenlänge der Oberflächenstrukturen. Der Frequenzanstieg erfolgt demnach vermutlich hauptsächlich durch die größere Austrittsgeschwindigkeit der Flüssigkeit. Mit kleiner werdendem J ist die charakteristische Struktur zudem noch in größerer Entfernung zum Injektoraustritt sichtbar. Der Öffnungswinkel der inneren Kegelstruktur nimmt mit größer werdendem \dot{m}_l zu, wodurch die Amplitude der Oberflächenwellen entsprechend geringer wird.

Der Einfluss eines, durch Variation von \dot{m}_g , vergrößerten J auf die *Self-Pulsation*-Struktur ist in Bild 5.30 dargestellt. Mit steigendem J verändert sich die Frequenz hier nur minimal, da bei gleichbleibendem \dot{m}_l keine Veränderung der flüssigen Strömungsgeschwindigkeiten am Austritt zu erwarten sind. Hier verringert sich die Entfernung vom Injektoraustritt, in welcher die Oberflächenwellen noch deutlich zu erkennen sind. Die innere Kegelstruktur nähert sich zudem für größere J einem senkrechten Strahl ohne auszumachenden Öffnungswinkel an. Diese abnehmende „Stabilität“ der *Self-Pulsation* suggeriert, neben der im Rahmen dieser Arbeit bestimmten (unteren) Stabilitätsgrenze, die Existenz einer oberen Stabilitätsgrenze für noch größere Impulsstromdichten $\rho_g V_g$ des Gases.



(a) $\dot{m}_l = 0,129 \text{ kg/s}$, $J = 1,21$, $\psi_{SP} = 3020 \text{ Hz}$ (b) $\dot{m}_l = 0,166 \text{ kg/s}$, $J = 0,66$, $\psi_{SP} = 3960 \text{ Hz}$ (c) $\dot{m}_l = 0,211 \text{ kg/s}$, $J = 0,37$, $\psi_{SP} = 4920 \text{ Hz}$

Bild 5.29: Räumliche DMD-Moden bei konstantem \dot{m}_g unter Variation von \dot{m}_l (Injektor A2R, $\dot{m}_g = 0,0035 \text{ kg/s}$)



(a) $\dot{m}_g = 0,0037 \text{ kg/s}$, $J = 1,34$, $\psi_{SP} = 2700 \text{ Hz}$ (b) $\dot{m}_g = 0,0048 \text{ kg/s}$, $J = 2,09$, $\psi_{SP} = 2720 \text{ Hz}$

Bild 5.30: Räumliche DMD-Moden bei konstantem \dot{m}_l unter Variation von \dot{m}_g (Injektor B1R, $\dot{m}_l = 0,125 \text{ kg/s}$)

6 Zusammenfassung und Ausblick

6.1 Zusammenfassung

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden auf Basis bisheriger Erkenntnisse und Theorien verschiedene Swirl-Injektorelemente entworfen und ausgelegt. Als stationärer Auslegungspunkt dienten dabei die Betriebsbedingungen der Versuchsbrennkammer BK-N. Für den Entwurf der Elemente wurden dabei zwei unterschiedliche Ansätze (*closed-end* und *open-end*) verfolgt. Weitere geometrische Unterschiede der Injektoren umfassen die Postlänge sowie die Recesslänge. Zusätzlich wurde als Vergleich ein Scher-Koaxialinjektorelement nach Vorgaben aus der in BK-N eingesetzten Elemente entworfen. In einem ebenfalls im Rahmen dieser Arbeit entworfenen und gefertigten modularen Aufbau wurden für die einzelnen Elemente Durchflusstest mit Wasser und Druckluft (beziehungsweise gasförmigem Stickstoff) durchgeführt. Neben der Messung von Druck und Temperatur innerhalb des Aufbaus wurden Hochgeschwindigkeitsaufnahmen des Spraybildes im injektornahen Bereich angefertigt. Im Rahmen dieser Tests wurden die geometrischen Parameter der Konfigurationen variiert und so ihr jeweiliger Einfluss auf das Injektorverhalten untersucht. Die Versuche waren aufgeteilt in Durchläufe mit und ohne koaxialem Gasstrom. Folgende Erkenntnisse wurden während der Tests gewonnen:

- Das stationäre Injektorverhalten (Druckverlust, Spraywinkel) stimmt gut mit den aus der Auslegung erwarteten Werten überein. Mit steigendem Druckverlust vergrößert sich auch der Spraywinkel der Swirl-Injektoren. Die kürzeren Injektoren weisen dabei verglichen mit den längeren Injektoren einen größeren Spraywinkel auf. Die beiden Ansätze *closed-end* und *open-end* produzierten dabei im Vergleich zueinander keine signifikant unterschiedlichen Ergebnisse. Für den Scher-Injektor traten bei den Tests schon bei geringem flüssigen Druckverlust Kavitationseffekte auf, während diese für die Swirl-Injektoren im betrachteten Bereich ausblieben.
- Bei den Tests mit koaxialem Gasstrom wurde eine Abhängigkeit zwischen Spraywinkel und Impulsstromverhältnis der Swirl-Injektoren festgestellt. Der Spraywinkel der Konfigurationen mit Recess wurde dabei, verglichen mit den Konfigurationen ohne Recess, stärker von steigendem Impulsstromverhältnis beeinflusst. Swirl-Injektoren arbeiten bei gleichem Massenstromverhältnis aufgrund der höheren Austrittsgeschwindigkeiten der Flüssigphase bei niedrigeren Impulsstromverhältnissen.
- Die Zerfallslängen aller Injektoren verringern sich mit steigendem Impulsstromverhältnis. Dabei gibt es keine signifikanten Unterschiede zwischen den getesteten Swirl-Injektoren. Der Scher-Injektor weist dabei im Vergleich deutlich größere Zerfallslängen auf. Ähnliche Zerfallslängen werden hier erst bei Impulsstromverhältnissen von mindestens einer Größenordnung größer erreicht. Der Recess hat bei den durchgeführten Versuchen keine erkennbaren Auswirkungen auf die Zerfallslänge. Die kürzere Zerfallslänge könnte eine Verschiebung der Hauptverbrennungszone im Vergleich zu den Scher-Injektoren in Richtung Injektorausstrittsebene zur Folge haben, was unter Umständen die Wärmebelastung auf die Stirnplatte erhöhen kann.

- Das Stabilitätsverhalten der Swirl-Injektoren ist abhängig von Recess. Für die getesteten Konfigurationen ohne Recess wurde bei keinem untersuchten Betriebspunkt instabiles Verhalten nachgewiesen. Bei den Konfigurationen mit Recess konnte instabiles Verhalten für große Impulsstromdichten der Gasseite gezeigt werden. Die Stabilitätsgrenze der längeren Injektoren mit Recess lag dabei bei größeren Gas-Impulsstromdichten, wodurch der stabile Betriebsbereich relativ gesehen größer war. Die Stabilitätsgrenzen wurden mit Literaturwerten verglichen und zeigten gute Übereinstimmung.
- Die während des instabilen Verhaltens auftretenden Oszillationsfrequenzen der Swirl-Injektoren wurden mit Hilfe eines Mikrofons und einer DMD-Analyse des Spraybildes ermittelt. Dabei wurde eine lineare Abhängigkeit der Frequenzhöhe von der flüssigen axialen Reynoldszahl gezeigt. Injektorlänge und -typ hatten dabei keinen eindeutigen Einfluss auf die Frequenz. Der Einfluss der Reynoldszahl der koaxialen Gasseite auf die Oszillationsfrequenz war dabei minimal.

6.2 Ausblick

Eines der Hauptprobleme bei Durchflusstests mit Wasser und Druckluft, bzw. Stickstoff, als Ersatzmedien für LOX und CH_4 unter atmosphärischen Bedingungen sind die unterschiedlichen Dichten der Gase, sowie Kavitationseffekte in der Flüssigseite. Eine Möglichkeit zur Verminderung dieser Probleme ist das Durchführen der Tests gegen einen erhöhten Rückdruck. Dadurch wird nicht nur die Gasdichte im Ringspalt erheblich vergrößert, sondern auch der Kavitationsindex σ nach Gleichung (5.1) gesenkt, da das Druckverhältnis aus Injektorvordruck und Rückdruck deutlich kleiner ausfällt. Dies erlaubt das Einstellen von größeren Werten von \dot{m}_l , wodurch sich dem Betriebszustand ähnliche Druckverluste und Strömungsgeschwindigkeiten erreichen lassen. Die größeren Gasdichten bedeuten zudem, dass größere aerodynamische Weberzahlen erreicht werden können, wodurch hier ebenfalls eine bessere Vergleichbarkeit zum Betriebspunkt vorliegt. Neben der besseren Abbildung der realen Betriebsbedingungen sind ebenfalls die Effekte des Rückdrucks selbst auf die in dieser Arbeit untersuchten Parameter interessant. So konnte unter anderem Bazarov [32] zeigen, dass die Stabilitätsgrenzen der *Self-Pulsation* vom eingestellten Rückdruck abhängig sind. Herausforderungen bei solchen Durchflusstests mit erhöhtem Rückdruck ist zum einen die Notwendigkeit eines geeigneten Druckgefäßes mit optischem Zugang, zum anderen müssen Wasser- und Gasfördersysteme entsprechend große Vordrücke liefern können.

Im realen Betriebsfall wird der zentrale Post von LOX durchströmt, einem kryogenen Medium. Aufgrund der hohen dynamischen Viskosität des Wassers und dem Fehlen von, bei kryogenen Medien auftretenden, Verdampfungseffekten, kann stattdessen der Einsatz von flüssigem Stickstoff (LN_2) als LOX-Ersatzfluid sinnvoll sein. LN_2 zeichnet sich dabei durch eine LOX-ähnliche Dichte und Viskosität aus, wodurch es bereits in der Vergangenheit Einsatz als LOX-Simulant für vergleichbare Durchflusstests fand [22]. Die Untersuchung der *Self-Pulsation* unter kryogenen Bedingungen im Vergleich zu Wassertests ist dabei ein neuartiger Aspekt, für welchen es zum Zeitpunkt dieser Arbeit noch keine Referenzen aus der Literatur gibt. Ein direkter Einsatz von LN_2 als Testfluid mit dem in dieser Arbeit verwendeten Aufbau ist jedoch nicht ohne weiteres möglich. Die Dichtungsringe aus NBR können unter tiefkalten Bedingungen ($T < 70^\circ\text{C}$) keine Dichtheit mehr garantieren. Der Aufbau müsste entsprechend angepasst werden, um den Einsatz von Kupfer-Dichtringen bei allen für die Flüssigseite relevanten Dichtstellen zu erlauben. Für den vorliegenden Injektorkopf betrifft das insbesondere die Dichtung zwischen LOX-Post

und dem Gassammelvolumen sowie die Dichtstelle der rückseitigen Verschlusskappe. Die Bestimmung des flüssigen Massenstroms muss ebenfalls für Tests mit kryogenen Medien abgewandelt werden, da der zuvor verwendete Turbinendurchflussmesser nicht geeignet ist. Hierzu kann entweder der Durchflusskoeffizient als medienunabhängig angenommen werden oder ein geeignetes Messgerät (z.B. ein Coriolis-Durchflussmesser) eingesetzt werden. Bei Letzterem besteht die Möglichkeit den Durchflusskoeffizient für kryogene Medien im Vergleich zu den Wassertests neu zu bestimmen, eine Untersuchung für die es nach aktuellem Kenntnisstand für LCSC-Injektoren noch keine experimentellen Arbeiten aus der Literatur gibt.

Neben den zuvor genannten Umgebungs- beziehungsweise Medienveränderungen ist die Untersuchung weiterer geometrischer Parametervariationen von Interesse. Dazu gehören beispielweise Versuche mit einer größeren Anzahl an Injektorlängen, um deren Auswirkungen auf das Injektorverhalten, insbesondere im Bezug auf die *Self-Pulsation*, genauer erfassen zu können. Während die minimale Länge des in dieser Arbeit verwendeten Aufbaus aufgrund der Konstruktion bei $L/D = 5,5$ liegt, ist die maximale Länge theoretisch unbegrenzt. Für Versuche mit längeren Injektoren sollten dabei jedoch Abstandshalter auf der Außenseite der Posts vorgesehen werden, um Konzentrität und damit einen gleichmäßig großen Gasspalt sicher zu stellen. Tests für verschiedene L/D sollten dabei im Zusammenhang mit verschiedenen Recesslängen für jede Postlänge durchgeführt werden, um den tatsächlichen Einfluss der Länge unabhängig von dem durch den Spraywinkel veränderten effektiven Recess untersuchen zu können. Neben den klassischen Geometrieänderungen (L/D , Recess) ist ebenfalls eine Modifikation der Verschlusskappe der LOX-Posts denkbar. Das Hinzufügen einer zentralen Bohrung in diesem Bauteil mit $R > R_C$ konnte so bereits in vergangenen Experimenten den Gaskern und damit den Flüssigfilm stabilisieren [23]. Effekte auf die Spray- beziehungsweise *Self-Pulsation*-Charakteristiken wurden dabei nicht untersucht, die Durchführung dies bezogener Tests ist daher ebenfalls denkbar.

Potenzielle Heißgastests könnten am Institut für Raumfahrtantriebe in der Mikrobrennkammer des Prüfstandes M3.1 oder in der Forschungsbrennkammer BK-N am Prüfstand P6 oder P8 durchgeführt werden. Der vorgestellte modulare Aufbau selbst und alle anderen im Rahmen dieser Arbeit gefertigten Teile sind jedoch für Heißgastests generell ungeeignet. Aus diesem Grund müssen für solche Aktivitäten neue Bauteile mit entsprechenden Veränderungen entworfen und gefertigt werden. Zu diesen Veränderungen gehören unter anderem die Einbringung von, für kryogene Medien (insbesondere LOX), geeignete Dichtungen sowie die Wahl alternativer Materialien für entsprechende Komponenten (z.B. Kupfer für die Stirnplatte und die CH₄-Hülse). Limitationen in Kammerdruck und verfügbaren Massenströmen erlauben dabei am M3.1 nur kürzere Zündversuche. Potentielle längere Versuchsdurchläufe im stationären Betriebspunkt müssen daher beispielsweise am Prüfstand P8 mit der Brennkammer BK-N stattfinden. Dabei ist zu beachten, dass der Spraywinkel nicht zu groß für diese Anwendungen ist, um ein direktes Auftreffen des Sprays auf die Scheiben und Wände der Versuchsbrennkammern zu minimieren. Eine Reduzierung des Spraywinkels kann dabei über eine Variation des Impulsstromverhältnisses oder über die Injektorgeometrie selbst erfolgen. Alternativ ist eine zusätzliche Filmkühlung der Brennkammerwände zur Reduzierung der dort entstehenden Wärmebelastung denkbar.

Literaturverzeichnis

- [1] Burkhardt, H.; Sippel, M.; Herbertz, A. und Klevanski, J.: *Kerosene vs. Methane: A Propellant Tradeoff for Reusable Liquid Booster Stages*. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 41, No. 5, S. 762–769, 2004. DOI 10.2514/1.2672
- [2] Messerschmid, E. und Fasoulas, S.: *Raumfahrtsysteme: Eine Einführung mit Übungen und Lösungen*. Springer, 2011. ISBN 978-3-642-12816-5
- [3] Neill, T.; Judd, D.; Veith, E. und Rousar, D.: *Practical Uses of Liquid Methane in Rocket Engine Applications*. 57th International Astronautical Congress, Valencia, Spanien, 2006. DOI 10.2514/6.IAC-06-C4.1.01
- [4] Todd, D.: *SpaceX's Mars rocket to be methane-fuelled*. Flightglobal, 2012 [abgerufen am 04. März 2021], Internetseite: <https://www.flightglobal.com/spacexs-mars-rocket-to-be-methane-fuelled/107953.article>.
- [5] *BE-4 Rocket Engine*. 2016, [abgerufen am 04. März 2021]. Internetseite: https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/news-items/be-4_fact_sheet_web_final_2.pdf.
- [6] Iannetti, A.: *Prometheus, a LOX/LCH₄ reusable rocket engine*, Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Mailand, Italien, 2017. DOI 10.13009/EUCASS2017-537
- [7] Kajon, D.; Boffa, C.; Rudnykh, M.; Drigo, D.; Arione, L.; Ierardo, N. und Sirbi, A.: *Development of the liquid oxygen and methane M10 rocket engine for the Vega-E upper stage*. Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences. Madrid, Spanien, 2019. DOI 10.13009/EUCASS2019-315
- [8] GIIGNL - International Group of LNG Importers: *Annual Report 2018*, 2018 [abgerufen am 11. April 2021]. Internetseite: https://giignl.org/sites/default/files/PUBLIC_AREA/Publications/rapportannuel-2018pdf.pdf.
- [9] Jost, R.: *Untersuchung der Flammenankerung und der Flammenverlöschung während des Zündprozesses von LOX/GCH₄*, Universität Stuttgart, Bachelorarbeit, 2020.
- [10] Sabin, P.; Michallet, A.; Meyers, N.; Durteste, S.; Delange, J.-F.; Saubadine, S. und Ruault, J.M.: *VULCAIN2.1, the European reference for Ariane 6 Lower stage cryogenic propulsive system*. Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Madrid, Spanien, 2019. DOI 10.13009/EUCASS2019-639
- [11] Soller, S.; Wagner, R.; Kau, H.-P.; Martin, P. und Maeding, C.: *Combustion Stability Characteristics of Coax-Swirl-Injectors for Oxygen/Kerosene*. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, 2007. DOI 10.2514/6.2007-5563

- [12] Ikard, R.; Brooks, J. und Frederick, R.: *Unsteady Chemiluminescence Imaging of a Swirl Coaxial Injector*, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, CO, 2009. DOI 10.2514/6.2009-5051
- [13] Ikard, R. und Frederick, R.: *Experimental Swirl Injector Stability Characterization and Combustion Imaging*. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, TN, 2010. DOI 10.2514/6.2010-6664
- [14] Boutaine, M.; Bertoldi, A.; Lee, D.; Milova, P.; Hendrick, P. und Lefebvre, M.: *Design and experimental Evaluation of Liquid Oxidizer Injection System for Hybrid Rocket Motors*, Proceedings of the 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Mailand, Italien, 2017. DOI 10.13009/EUCASS2017-133
- [15] Yang, L.-J. ; Ge, M. ; Zhang, M. ; Fu, Q. und Cai, G.: *Spray Characteristics of Recessed Gas-Liquid Coaxial Swirl Injector*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 6, S. 1332–1339, 2008. DOI 10.2514/1.23977
- [16] Eberhart, C. J. und Frederick, R. A.: *Details on the Mechanism of High-Frequency Swirl Coaxial Self-Pulsation*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 6, S. 1418–1427, 2017.
- [17] Hagemann, G.; Preclik, D.; Brummer, L.; Kretschmer, J.; Mading, C.; Grauer, F. und Knab, O.: *TEKAN 2010 - Thrust Chamber Technologies for Liquid Rocket Propulsion*. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, CA, 2006. DOI 10.2514/6.2006-4362
- [18] Abramovich, G. *The Theory of Swirl Atomizers*. BNT ZAGI, Moscow, 1944.
- [19] Calvert, J. B.: *Coefficient of Discharge*, 2003 [abgerufen am 26.02.2021]. Internetseite: <http://mysite.du.edu/~jcalvert/tech/fluids/orifice.htm>.
- [20] Bayvel, L. und Orzechowski, Z.: *Liquid Atomization*. Taylor and Francis, 1993. DOI 10.1201/9780203748787
- [21] Bazarov, V.: *Dynamics of Liquid Injectors*. Mashinostroenie, 1979.
- [22] Santoro, R. J.: *Swirl Effects on Coaxial Injector Atomization*. NASA , 1996.
- [23] Kim, S.; Khil, T.; Kim, D.; und Yoon, Y.: *Effect of geometric parameters on the liquid film thickness and air core formation in a swirl injector*. Measurement Science and Technology, Vol. 20, No. 1, S. 385–403, 2008. DOI 10.1088/0957-0233/20/1/015403
- [24] Blasius, H.: *Grenzschichten in Flüssigkeiten mit kleiner Reibung*, Universität Göttingen, Dissertation, 1907.
- [25] Chen, X. und Yang, V.: *Effect of ambient pressure on liquid swirl injector flow dynamics*. Physics of Fluids, Vol. 26, No. 10, S. 102104, 2014. DOI 10.1063/1.4899261
- [26] Suyari, M. und Lefebvre, A. H.: *Film thickness measurements in a simplex swirl atomizer*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 2, nov, No. 6, S. 528–533, 1986. DOI 10.2514/3.22937

- [27] Hong, M.; Jeon, J. und Lee, S. Y.: *Discharge Coefficient of Pressure-Swirl Atomizers with Low Nozzle Opening Coefficients*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 28, No. 1, S. 213–218, 2012. DOI 10.2514/1.57040
- [28] Fu, Q.-F.; Yang, L.-J.; Zhang, W. und Cui, K.-D.: *Spray Characteristics of an Open-End Swirl Injector*. Atomization and Sprays, Vol. 22, No. 5, S. 431–445, 2012. DOI 10.1615/AtomizSpr.2012005646
- [29] Fu, Q.-F.; Yang, L.-J. und Wang, X.-D.: *Theoretical and Experimental Study of the Dynamics of a Liquid Swirl Injector*. Journal of Propulsion and Power, 26, No. 1, S. 94–101, 2010. DOI 10.2514/1.44271
- [30] Rizk, N.K. und Lefebvre, A.H.: *Internal flow characteristics of simplex swirl atomizers*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 1, No. 3, S. 193–199, 1985. DOI 10.2514/3.22780
- [31] Bazarov, V.: *Throttleable Liquid Propellant Engines Swirl Injectors for Deep Smooth Thrust Variations*. 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, GA, 1994.
- [32] Bazarov, V.: *Self-Pulsations in Coaxial Injectors with Central Swirl Liquid Stage*. 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, CA, 1995.
- [33] Eberhart, C.; Lineberry, D. und Frederick, R.: *Propellant Throttling Effects on Self-pulsation of Liquid Rocket Swirl-coaxial Injection*. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, GA, 2012. DOI 10.2514/6.2012-4204
- [34] Im, J.-H.; Kim, D.; Yoon, Y.; Roh, T. und Koo, J.: *Self-Pulsation Characteristics of a Swirl Coaxial Injector with Various Injection and Geometric Conditions*. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tuscon, AZ, 2005. DOI 10.2514/6.2005-3749
- [35] Eberhart, C. J. und Frederick, R. A.: *Fluid Oscillations of a Swirl Coaxial Injector Under High-Frequency Self-Pulsation*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 33, No. 4, S. 804–814, 2017. DOI 10.2514/1.B36177
- [36] Bai, X.; Sheng, L.; Li, Q.; Cheng, P. und Kang, Z.: *Effects of annulus width and post thickness on self-pulsation characteristics for Liquid-Centered Swirl Coaxial Injectors*. International Journal of Multiphase Flow, Vol. 122, S. 103140, 2020. DOI 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2019.103140
- [37] Bai, X.; Cheng, P.; Li, Q.; Sheng, L. und Kang, Z.: *Effects of self-pulsation on combustion instability in a liquid rocket engine*. Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 114, S. 110–138, 2020. DOI 10.1016/j.expthermflusci.2019.110038
- [38] Kang, Z.; Li, Q.; Cheng, P.; Zhang, X. und Wang, Z.: *Effects of self-pulsation on the spray characteristics of gas–liquid swirl coaxial injector*. Acta Astronautica, Vol. 127, S. 249–259, 2016. DOI 10.1016/j.actaastro.2016.05.038
- [39] Huzel, D. H. Huang; D. K.: *Design of Liquid Propellant Rocket Engines Second Edition*. NASA, 1971.

- [40] Atherton, R.: *Air Force Reusable Rocket Engine Program XLR129-P-1 Vol. 3*. Air Force Rocket Propulsion Lab, Forschungsbericht, 1971.
- [41] Salgues, D.; Mouis, A.-G.; Lee, S.-Y.; Kalitan, D. und Pal, S.: *Shear and Swirl Coaxial Injector Studies of LOX/GCH₄ Rocket Combustion Using Non-Intrusive Laser Diagnostics*. 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 2006. DOI 10.2514/6.2006-757
- [42] Kalitan, D.; Salgues, D.; Mouis, A.; Lee, S.; Pal, S.; Santoro, R.: *Experimental Liquid Rocket Swirl Coaxial Injector Study Using Non-Intrusive Optical Techniques*. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tuscon, AZ, 2005. DOI 10.2514/6.2005-4299
- [43] Kim, D.; Kim, J.; Koo, J. and Lee, I.: *Performance and Ignition Characteristics of a Coaxial Swirl Injector using LOX/GCH₄ Propellant*, 2010 KSPE Fall Conference, Jeju, Korea, 2010.
- [44] Lefebvre, A. und McDonald, V.: *Atomization and Sprays Second Edition*. Taylor and Francis, 2017. ISBN 978-1-498-73625-1
- [45] Maniarasan, P. und Nicholas, M. T.: *Performance Prediction and Experimental Investigation of Swirl Atomizer for Evaporation of Water at Low Pressure*. International Journal of Applied Engineering Research, Vol. 1, No. 3, S. 353–364, 2006.
- [46] Greene, C.; Woodward, R.; Pal, S. ; Santoro, R.: *Design and Study of a LOX/GH₂ Throttleable Swirl Injector for Rocket Applications*, NASA, Forschungsbericht, 2002.
- [47] Willson Research Group: *Compressible Gas Flow*, 2015 [abgerufen am 26. Februar 2021]. Internetseite: [http://willson.cm.utexas.edu/Teaching/Che253M/Files/EXP 2 Compressible Gas Flow 08-15.pdf](http://willson.cm.utexas.edu/Teaching/Che253M/Files/EXP%20Compressible%20Gas%20Flow%2008-15.pdf).
- [48] MATLAB: *Version 9.6.0 (R2019a)*. Natick, Massachusetts, The MathWorks Inc., 2019.
- [49] Ferrarese, G.; Messa, G. V.; Rossi, M. M. A. und Malavasi, S.: *New method for predicting the incipient cavitation index by means of single-phase computational fluid dynamics model*. Advances in Mechanical Engineering, Vol. 7, No. 3, 2015. DOI 10.1177/1687814015575974
- [50] Chung, Y.; Kim, H.; Jeong, S. und Yoon, Y.: *Dynamic Characteristics of Open-Type Swirl Injector with Varying Geometry*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 32, No. 3, S. 583–591, 2016. DOI 10.2514/1.B35729
- [51] Adamson, A. W.: *Physical chemistry of surfaces*. Wiley and Sons Ltd, 1997. DOI 10.1126/science.160.3824.179
- [52] Chigier, N. und Reitz, R. D.: *Regimes of Jet Breakup and Breakup Mechanisms (Physical Aspects)*. Recent Advances in Spray Combustion: Spray Atomization and Drop Burning Phenomena, S. 109–135, 1996. DOI 10.2514/5.9781600866418.0109.0135
- [53] Schmid, P. J.: *Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 656, S. 5–28, 2010. DOI 10.1017/S0022112010001217

- [54] Tu, J. H.; Rowley, C. W.; Luchtenburg, D M.; Brunton, S L. und Kutz, J. N.: *On dynamic mode decomposition: Theory and applications*. Journal of Computational Dynamics, Vol. 1, No. 2, S. 391–421, 2014. 10.3934/jcd.2014.1.391